



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR

**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
PIBIC/INPE - CNPq/MCT**

PROCESSO Nº: 103111/2009-3

Eduardo Escobar Bürger – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas
LAMEC/CRS/CCR/INPE – MCT
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/CCR/INPE – MCT
E-mail: eburger@lacesm.ufsm.com

Dr. Otavio Santos Cupertino Durão – Orientador
Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação
CPA/DIR/INPE – MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE - MCT
E-mail: durao@dir.inpe.br

Santa Maria, junho de 2010



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

**RELATÓRIO FINAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DO
PROGRAMA: PIBIC/INPE – CNPq/MCT**

PROJETO

**INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO
NANOSATC-BR**

PROCESSO Nº 103111/2009-3

Relatório elaborado por:

Eduardo Escobar Bürger – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
E-mail: eburger@lacesm.ufsm.com

Dr. Otavio Santos Cupertino Durão – Orientador
Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação
CPA/DIR/INPE – MCT
E-mail: durao@dir.inpe.br

Dr. Nelson Jorge Schuch – Co-Orientador
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/CCR/INPE – MCT
E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Projeto:

INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR

Processo CNPq: Nº 103111/2009-3.

Bolsista:

Eduardo Escobar Bürger

Curso de Engenharia Mecânica - Centro de Tecnologia

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Orientador:

Dr. Otávio Santos Cupertino Durão

Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação – CPA/DIR/INPE – MCT

Co-Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS

Colaboradores/ Acadêmicos:

Lucas Lopes Costa – Curso de Engenharia Mecânica

Rubens Zolar Gehlen Bohrer – Curso de Engenharia Mecânica

Lucas Lourencena Caldas Franke – Curso de Engenharia Mecânica

Local de Trabalho/Execução do Projeto:

Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas –
LAMEC/CRS/CCR/INPE – MCT

Projeto executado no âmbito da Parceria INPE/MCT – UFSM através do
Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT-UFSM



Grupo de Pesquisa
**Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo:
Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br**



Identificação	Recursos Humanos	Linhas de Pesquisa	Indicadores do Grupo
-------------------------------	----------------------------------	------------------------------------	--------------------------------------

Identificação

Dados básicos

Nome do grupo: Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br

Status do grupo: **certificado pela instituição**

Ano de formação: 1996

Data da última atualização: 29/05/2010 18:15

Líder(es) do grupo: Nelson Jorge Schuch -

Natanael Rodrigues Gomes

Área predominante: Ciências Exatas e da Terra; Geociências

Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

órgão: Coordenação de Gestão Científica - CIE

Unidade: Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS

Endereço

Logradouro: Caixa Postal 5021

Bairro: Camobi

CEP: 97110970

Cidade: Santa Maria

UF: RS

Telefone: 33012026

Fax: 33012030

Home page: <http://>

Repercussões dos trabalhos do grupo

O Grupo - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS, GEOMAGNETISMO:INTERAÇÃO TERRA-SOL do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/INPE-MCT, em Santa Maria, e Observatório Espacial do Sul - OES/CRS/INPE - MCT, Lat. 29°26'24"S, Long. 53°48'38"W, Alt. 488m, em São Martinho da Serra, RS, criado por Nelson Jorge Schuch em 1996, colabora com pesquisadores da: UFSM (CT-LACESM), INPE, CRAAM-Universidade P. Mackenzie, IAG/USP, OV/ON, DPD/UNIVAP e SEFET/GO, no Brasil e internacionais do: Japão (Universidades: Shinshu, Nagoya, Kyushu, Takushoku e National Institute of Polar Research), EUA ((Bartol Research Institute/University of Delaware e NASA (Jet Propulsion Laboratory e Goddard Space Flight Center)), Alemanha (University of Greifswald e Max Planck Institute for Solar System Research), Austrália (Australian Government Antarctic Division e University of Tasmania), Armênia (Alikhanyan Physics Institute) e Kuwait (Kuwait University). Linhas de Pesquisas: MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO, AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA, NANOSATC-BR. Áreas de interesse: Heliosfera, Física Solar, Meio Interplanetário, Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo, Aeronomia, Ionosferas, Aeroluminescência, Raios Cósmicos, Muons, Pequenos Satélites Científicos. Objetivos: Pesquisar o acoplamento energético na Heliosfera, mecanismos de geração de energia no Sol, Vento Solar, sua propagação no Meio Interplanetário, acoplamento com as magnetosferas planetárias, no Geoespaço com a Ionosfera e a Atmosfera Superior, previsão de ocorrência de tempestades magnéticas e das intensas correntes induzidas na superfície da Terra, Eletricidade Atmosférica e seus Eventos Luminosos Transientes (TLEs). As Pesquisas base de dados de sondas no Espaço Interplanetário e dentro de



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

magnetosferas planetárias, e de modelos computacionais físicos e estatísticos. Vice-Líderes: Alisson Dal Lago, Nalin Babulau Trivedi, Otávio Santos Cupertino Durão, Natanael Rodrigues Gomes.

Recursos humanos		
Pesquisadores		Total: 46
Ademar Michels	Jean Pierre Raulin	
Alan Prestes	Joao Paulo Minussi	
Alicia Luisa Clúa de Gonzalez	Jose Humberto Andrade Sobral	
Alisson Dal Lago	Juliano Moro	
Antonio Claret Palerosi	Lucas Ramos Vieira	
Barclay Robert Clemesha	Mangalathayil Ali Abdu	
Caitano Luiz da Silva	Marcelo Barcellos da Rosa	
Carlos Roberto Braga	Marco Ivan Rodrigues Sampaio	
Cassio Espindola Antunes	Marcos Vinicius Dias Silveira	
Clezio Marcos De Nardin	Nalin Babulal Trivedi	
Cristiano Max Wrasse	Natanael Rodrigues Gomes - (líder)	
Cristiano Sarzi Machado	Nelson Jorge Schuch - (líder)	
Delano Gobbi	Nivaor Rodolfo Rigozo	
Eurico Rodrigues de Paula	Odim Mendes Junior	
Ezequiel Echer	Osmar Pinto Junior	
Fabiano Luis de Sousa	Otavio Santos Cupertino Durão	
Fábio Augusto Vargas dos Santos	Pawel Rozenfeld	
Fernanda de São Sabbas Tavares	Petrônio Noronha de Souza	
Fernando Luís Guarnieri	Polinaya Muralikrishna	
Gelson Lauro Dal' Forno	Rafael Lopes Costa	
Hisao Takahashi	Rajaram Purushottam Kane	
Ijar Milagre da Fonseca	Severino Luiz Guimaraes Dutra	
Jean Carlo Santos	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon	
Estudantes		Total: 22
Carlos Pinto da Silva Neto	Igor Freitas Fagundes	
Cássio Rodinei dos Santos	Lucas Antunes Tambara	
Claudio Machado Paulo	Lucas Lopes Costa	
Dimas Irion Alves	Lucas Lourencena Caldas Franke	
Edson Rodrigo Thomas	Luciano Homercher Dalsasso	
Eduardo Escobar Bürger	Nikolas Kemmerich	
Eduardo Weide Luiz	Rubens Zolar Gehlen Bohrer	
Felipe Cipriani Luzzi	Tardelli Ronan Coelho Stekel	
Fernando de Souza Savian	Thalis José Girardi	
Guilherme Grams	William do Nascimento Guareschi	
Guilherme Simon da Rosa	Willian Rigon Silva	
Técnicos		Total: 2
Fernando Sobroza Pedroso - Graduação - \Outra Função		
Henrique Sobroza Pedroso - Graduação - Analista de Sistemas		



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

Linhas de pesquisa	Total: 4
• AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA • Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR • MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO • MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL	

Empresas associadas ao grupo	Total: 0
------------------------------	----------

Indicadores de recursos humanos do grupo	
Integrantes do grupo	Total
Pesquisador(es)	46
Estudante(s)	22
Técnico(s)	2



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Linha de Pesquisa **Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR**

Linha de pesquisa

Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR

Nome do grupo: [Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br](#)

Palavras-chave: CubeSats; Desenvolvimento de Engenharias - Tecnologias; Miniaturização; Nanosatélites; Nanotecnologia; Pesquisa do Geoespaço;

Pesquisadores:

[Ademar Michels](#)
[Alicia Luisa Clúa de Gonzalez Alarcon](#)
[Alisson Dal Lago](#)
[Antonio Claret Palerosi](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Clezio Marcos De Nardin](#)
[Cristiano Sarzi Machado](#)
[Ezequiel Echer](#)
[Fabiano Luis de Sousa](#)
[Fernando Luis Guarnieri](#)
[Ijar Milagre da Fonseca](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[Jose Humberto Andrade Sobral](#)
[Lucas Ramos Vieira](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Nivaor Rodolfo Rigozo](#)
[Odim Mendes Junior](#)
[Otavio Santos Cupertino Durao](#)
[Pawel Rosenfeld](#)
[Petrônio Noronha de Souza](#)
[Rafael Lopes Costa](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Walter Demetrio Gonzalez-Alarcon](#)

Estudantes:

[Dimas Irion Alves](#)
[Eduardo Escobar Bürger](#)
[Fernando de Souza Savian](#)
[Guilherme Grams](#)
[Guilherme Simon da Rosa](#)
[Igor Freitas Fagundes](#)
[Lucas Antunes Tambara](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Lucas Lourencena Caldas Franke](#)
[Nikolas Kemmerich](#)
[Rubens Zolar Gehlen Bohrer](#)
[Tardelli Ronan Coelho Stekel](#)
[William do Nascimento Guareschi](#)
[Willian Rigon Silva](#)



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

Árvore do conhecimento:

Ciências Exatas e da Terra; Astronomia; Astrofísica do Sistema Solar;
Ciências Exatas e da Terra; Geociências; Instrumentação Científica;
Engenharias; Engenharia Aeroespacial; Engenharia Aeroespacial - Pequenos Satélites;

Setores de aplicação:

Aeronáutica e Espaço

Objetivo:

Pesquisas: Geoespaço e em Engenharias/Tecnologias: eletrônica, comunicações, mecânica, lançamento de pequenos satélites científico universitário - iniciação científica: CubeSat (100g-1Kg, 10x10x10cm), Nanosatélite (1Kg-10Kg); Carga útil: magnetômetro e detector de partículas; Desenvolvimentos: estrutura mecânica, computador-bordo, programas, estação terrena, testes/integração, sub-sistemas: potencia, propulsão, telemetria, controle: atitude, térmico, Vice-Líder: Otávio Santos Cupertino Durão



AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu orientador Dr. Otavio Santos Cupertino Durão e a meu Co-Orientador e mentor Dr. Nelson Jorge Schuch pelo apoio prestado em todas as dificuldades encontradas no decorrer do trabalho desenvolvido, os quais sempre me motivaram nas horas difíceis e apoiaram minhas iniciativas.

Meus sinceros agradecimentos:

- Aos funcionários, servidores do CRS/CCR/INPE – MCT e do LACESM/CT – UFSM pelo apoio e pela infra-estrutura disponibilizada;
- Ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT pela aprovação do Projeto de Pesquisa, que me permitiu dar os primeiros passos na iniciação científica e tecnológica, propiciando grande crescimento profissional;
- Ao Coordenador Dr. José Carlos Becceneri e a Secretária do Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, Sra. Egidia Inácio da Rosa, pelo constante apoio, alertas e sua incansável preocupação com toda a burocracia e datas limites do Programa para com os bolsistas de I. C. & T do CRS/CCR/INPE - MCT.

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer aos meus colegas e acadêmicos do curso de Engenharia Mecânica da UFSM: Lucas Lopes Costa, Rubens Zolar Gehlen Bohrer e Lucas Lourencena Caldas Franke.

Agradecimentos especiais ao Dr. Otavio Santos Cupertino Durão que muito está contribuindo para o andamento do Projeto do NanoSatC-BR, e que propiciou o treinamento e apoio no Laboratório de Integração e Testes – LIT, na sede do INPE/MCT, em São José dos Campos – SP.

Por fim, gostaria de agradecer aos amigos que construíram e que muito me auxiliaram no crescimento pessoal e profissional desde quando ingressei no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas, no início do semestre de 2009.



SUMÁRIO

CAPÍTULO 1	13
1.1 INTRODUÇÃO	13
1.2 DESENVOLVIMENTO DE UM SATÉLITE.....	13
1.3 VIDA ÚTIL DE UM SATÉLITE	14
1.4 TESTES EM SATÉLITES.....	16
1.4.1 Testes Ambientais.....	18
1.4.2 Equipamentos Utilizados	22
CAPÍTULO 2	27
2.1 INTRODUÇÃO	27
2.2 TESTES EM CUBESATS.....	27
2.2.1 “Bakeout” Termo-Vácuo	28
2.2.2 Teste Cíclico térmico.....	29
2.2.3 Inspeção Visual	29
2.2.4 Qualificação	30
2.2.5 Protoflight	30
2.2.6 Aceitação	31
2.2.7 Testes Eletromagnéticos.....	31
2.2.8 Vibração Senoidal.....	32
2.2.9 Vibração Aleatória (Randômica)	33
2.2.10 Teste de Choque	35
2.3 TEST POD	35
2.3.1 Teste De Vibração	39
CAPÍTULO 3	41
3.1 INTRODUÇÃO	41
3.2 NÍVEIS DE AMBIENTE DE VÔO.....	41
3.2.1 Cargas Semi-Estáticas	41
3.2.2 Fatores de segurança.....	42
3.2.3 Testes de Qualificação e Aceitação	43
3.2.4 Requisitos de Frequência	44
3.2.5 Níveis de Teste de Vibração Senoidal	44
3.2.6 Níveis de Teste de Vibração Randômica (Aleatória).....	46
3.2.7 Vibração Acústica	48



3.2.8	Ambiente Térmico.....	50
3.2.9	Ambiente de Choque	50
3.2.10	Fit-Check entre Satélite Auxiliar/PSLV.....	51
3.2.11	Compatibilidade eletromagnética	52
3.2.12	Restrições	52
3.2.13	Requisitos de Segurança	53
3.3	TESTES APLICADOS AO NANOSATC-BR	54
3.3.1	Vibração Senoidal.....	54
3.3.2	Vibração Randômica	56
3.3.3	Teste Cíclico termo-Vácuo.....	57
3.3.4	Teste Bake-Out.....	57
3.4	LOGÍSTICA DE TESTES	58
3.5	LOGÍSTICA DA EMPRESA AGENCIADORA DE LANÇAMENTO.....	61
3.6	DOCUMENTAÇÃO APLICADA AO NANOSATC-BR.....	62
CAPÍTULO 4		66
4.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	66
4.2	CONCLUSÃO	66
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS		68
ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS		69
ANEXO 1		70
ANEXO 2		72



RESUMO

O Projeto de Pesquisa iniciado em julho de 2009, dá continuidade ao Projeto de Iniciação Científica (I.C.) de 2008/2009, referente à Interface Lançador/Cubesat para o Projeto do NANOSATC-BR. O principal objetivo do Projeto é focado no desenvolvimento de uma logística de testes para o projeto do satélite Nanosatélite Científico Acadêmico Brasileiro – NANOSATC-BR e analisar a interface padrão entre satélite/lançador (Picosatellite Orbital Deployer – P.O.D), atualmente utilizada juntamente com testes de aceitação e qualificação, requeridos pelo provável lançador do satélite. A estruturação do Projeto de Pesquisa foi subdivida em quatro partes: a primeira trata das características gerais de testes feitos para aceitação e qualificação de satélites em geral; a segunda parte descreve testes feitos especificamente em nanosatélites do tipo CubeSat e testes aplicados ao dummie Test-P.O.D, que simula o real P.O.D, que faz a interface entre o nano-satélite e o veículo lançador; a terceira e quarta parte apresentam os principais resultados do projeto de pesquisa, que são respectivamente análise e definição de testes e documentação aplicados ao NANOSATC-BR e desenvolvimento de logística de testes para o projeto. No Projeto de I. C. anterior 2008/2009, chegou-se à conclusão de que o provável lançador do projeto NANOSATC-BR poderá ser o Indiano Pollar Satellite Launch Vehicle (PSLV) da Agência Espacial Indiana (ISRO). Portanto, todas as definições de testes e documentações foram baseadas no foguete/lançador PSLV, tomando como base os testes exigidos pelo manual de usuário do PSLV, testes especificados no documento Cubesat Design Specification (CDS) e testes feitos em outros CubeSats. Os testes finais serão executados no Laboratório de Integração e Testes – LIT do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, em São José dos Campos, SP., assim, os alunos de I. C. & T. vinculados ao Projeto NANOSATC-BR poderão fazer o acompanhamento dos procedimentos dos respectivos testes que serão realizados por profissionais da área. Desta forma, além de contribuir com a evolução do Projeto, ocorre o desenvolvimento do aluno na grande área engenharia aeroespacial, mais especificamente em conceitos de logística e testes de satélites miniaturizados.



CAPÍTULO 1

TESTES DE SATÉLITES EM GERAL

1.1 INTRODUÇÃO

Este relatório é composto por atividades de pesquisa relacionadas à miniaturização de satélites, especialmente aos testes de nanosatélites, com identificação de conceitos e tipos de testes utilizados em nanosatélites universitários internacionais, e também possíveis conceitos de equipamentos, que podem ser aplicados nos testes em nosso satélite CubeSat NANOSATC-BR.

O desenvolvimento do trabalho foi realizado com extensa revisão bibliográfica referente a testes em satélites, dando ênfase aos testes exigidos para Cubesats, investigando seus respectivos itens exigidos pelo lançador Indiano PSLV, o qual foi sugerido como uma boa opção de lançamento no relatório do Projeto de Pesquisa Interface Lançador/CubeSat para o Projeto NANOSATC-BR de 2008-2009. Para tal estudo foi realizado um levantamento de informações de testes sobre a famosa classe dos CubeSats - os quais são cubos com 10 cm de aresta e massa em torno de 1 Kg - e alguns satélites universitários internacionais, como o SwissCube desenvolvido por estudantes da Universidade “*École Polytechnique Fédérale de Lausanne*”, na Suíça.

Nos itens subseqüentes são relatados conceitos sobre testes em satélites, definições e especificações de tipos de testes e programa de aceitação de satélites em geral, que são de suma importância para o desenvolvimento do relatório.

1.2 DESENVOLVIMENTO DE UM SATÉLITE

O ciclo de vida do projeto de um satélite é um termo comumente empregado no gerenciamento dos sistemas. Dessa forma, inicialmente são identificadas todas as tarefas que deverão ser executadas, seguindo uma

ordem cronológica, de uma forma que minimize prazos e otimize os custos envolvidos. Uma vez identificadas, estas tarefas são agrupadas em fases, ou etapas. Em seguida, ao término de cada etapa são estabelecidos critérios para gerenciamento e verificação das metas atingidas. A partir da análise destes critérios as decisões são tomadas para a continuidade do projeto, ou para a necessidade de revisão e retorno de uma fase anterior. Dentro deste contexto, cada fase do projeto é constituída por várias tarefas, as quais, por sua vez, podem representar subfases para conjuntos de tarefas mais específicas. Ou seja, a partir de uma visão macro, as fases subdividem-se em tarefas, as quais poderão representar subfases, que por sua vez poderão agregar subtarefas, e assim sucessivamente, até se chegar às tarefas de execução direta.

O Diagrama 1 apresenta uma *visão macro* do ciclo de vida do projeto de um satélite.

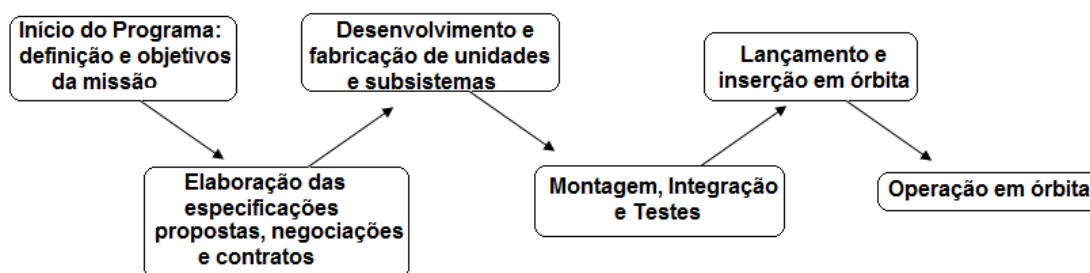


Diagrama 1 : Visão macro do ciclo de vida do Projeto de um satélite.

Fonte: <http://www.lit.inpe.br/>

1.3 VIDA ÚTIL DE UM SATÉLITE

A hostilidade da condição ambiental em que um satélite é submetido em sua vida útil é extremamente rigorosa. As primeiras condições adversas ocorrem ainda durante o lançamento, período no qual o satélite está sujeito a níveis de aceleração que podem chegar a até 20 vezes o valor da aceleração proveniente da gravidade na superfície da Terra (Diagrama 2). Além disso, as separações físicas dos diversos estágios do veículo lançador provocam choques mecânicos, os quais induzem vibrações instantâneas na estrutura do

satélite que podem chegar a até 6000 vezes o valor da aceleração da gravidade “g”.



Diagrama 2 : Nível de Aceleração sofrido pelo satélite durante o lançamento.

Fonte: <http://www.lit.inpe.br/>

Durante a operação em órbita, o satélite está exposto a um ambiente de vácuo e sujeito a variações extremas de temperatura (Diagrama 3), que podem variar entre $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ e $+180\text{ }^{\circ}\text{C}$ ao longo de sua órbita. Apesar de condições tão adversas e devido aos altos custos envolvidos, espera-se que um satélite funcione por vários anos seguidos, o que representa um prodigioso empreendimento de engenharia. A estrutura deve ser capaz de resistir aos esforços dinâmicos, os sistemas de controle de temperatura precisam manter cada um dos subsistemas dentro de faixas estreitas de temperatura para seus adequados funcionamentos, e o sistema como um todo deve funcionar harmoniosamente de forma a cumprir sua missão ao longo dos anos.

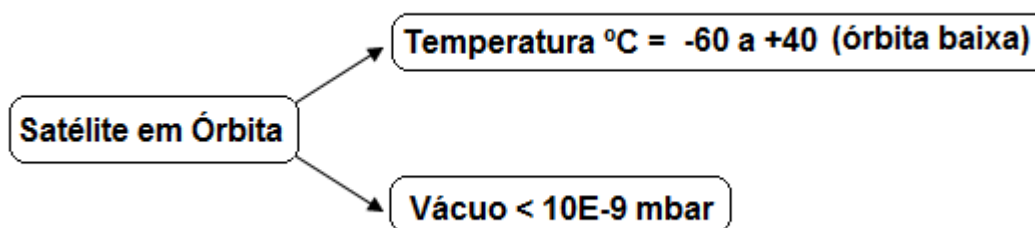


Diagrama 3 : Condições climáticas em ambiente espacial.

Fonte: <http://www.lit.inpe.br/>

1.4 TESTES EM SATÉLITES

Um produto de alta qualidade deve fazer aquilo que ele foi projetado para desempenhar. Para que isto ocorra, são feitos os testes. Em satélites, esse procedimento é essencial, pois após o lançamento dificilmente se terá acesso ao satélite caso algum defeito ou mau funcionamento ocorra. Quando tanto esforço tem se dedicado a uma nave espacial, projetada para ser operacional durante certo tempo, e quando as esperanças e expectativas de seus usuários são tão grandes (como neste projeto), tudo deve ser feito para assegurar a confiabilidade da espaçonave e o sucesso da missão.

As atividades de montagem, integração e testes de um satélite artificial a ser colocado em órbita da Terra correspondem a conjuntos de procedimentos e à execução de uma seqüência de eventos logicamente inter-relacionados, cujo propósito é obter um alto grau de confiança no funcionamento do satélite, quando este estiver em órbita, ou seja, garantia de que todos os parâmetros de projeto e de desempenho especificados serão alcançados. Neste sentido, todas as condições ambientais, nas quais o satélite fica sujeito, desde seu lançamento até sua operação em órbita, são simuladas em laboratório. Condições simuladas compreendem as vibrações mecânicas e acústicas, que ocorrem durante seu lançamento; as condições de vácuo e temperaturas adversas, que ocorrem durante sua operação em órbita e a susceptibilidade às radiações eletromagnéticas, que ocorrem no espaço ao redor de sua órbita.

A sigla *AIT* (Assembly, Integration and Tests), internacionalmente consagrada, será aqui utilizada no lugar de montagem, integração e testes. Em AIT, o termo *montagem* está relacionado às operações mecânicas executadas para posicionar, fixar e interligar fisicamente cada uma das unidades pertencentes ao satélite.

O termo *integração* compreende a interligação e verificação funcional entre as unidades, que formam um subsistema, e entre os subsistemas, que compõem o sistema satélite, obtendo assim, um conjunto harmonioso que cumpra os requisitos de projeto.



O termo *teste* está relacionado a toda a seqüência de ensaios realizados com o intuito de verificar se os requisitos de projeto são satisfeitos e se o satélite sobreviverá tanto aos esforços do lançamento, quanto à operação em órbita, durante o tempo estimado de vida do satélite.

Nos últimos anos, uma nova metodologia tem sido aplicada no desenvolvimento dos satélites: o plano de AIV , Assembly, Integration and Verification. O plano AIV (Diagrama 4) é o plano mestre para o processo da Verificação do projeto e deve demonstrar como os requisitos definidos serão verificados através de uma implementação coerente. Este plano pode incluir o planejamento das atividades de AIT ou este documento pode ser apresentado separadamente. Para os níveis inferiores da árvore do produto, o plano AIV pode coincidir com o plano de testes.

O plano AIV deve conter, normalmente, os seguintes itens:

- O processo global da Verificação ;
- A filosofia de modelos;
- A matriz de hardware;
- As estratégias da Verificação para cada categoria de requisito;
- O planejamento dos testes, das revisões de projeto, das análises e das inspeções;
- O planejamento das atividades de montagem, integração e testes;
- A descrição de tarefas da Verificação e seu planejamento;
- As instalações de testes escolhidas;
- As ferramentas da Verificação escolhidas;
- A metodologia de controle da atividade Verificação ;
- A documentação a ser gerada;
- A organização para o desenvolvimento da atividade Verificação .

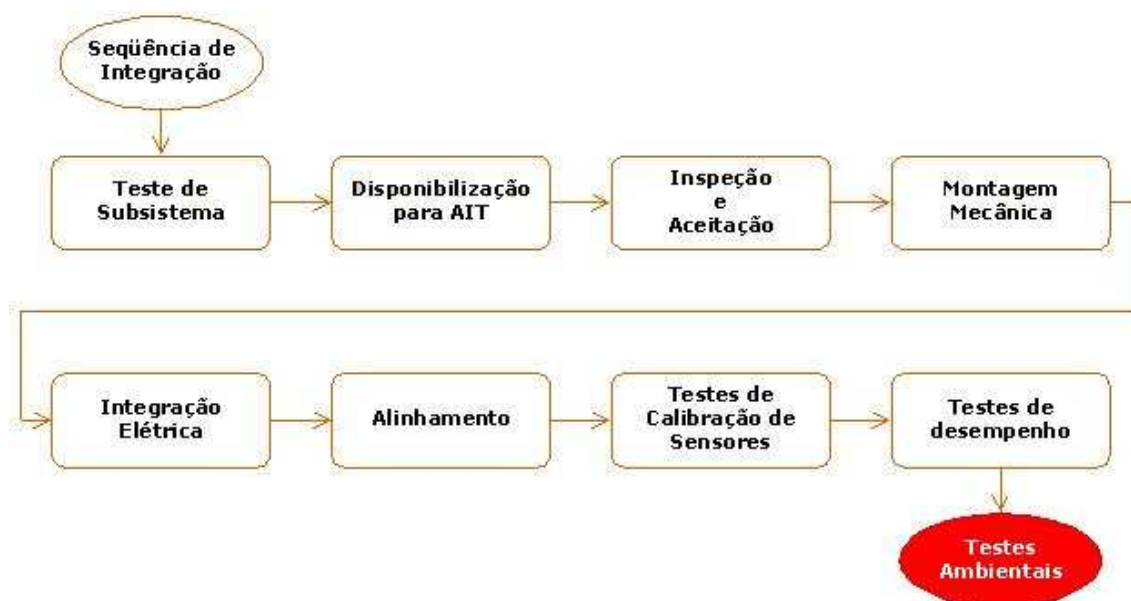


Diagrama 4: Seqüência de procedimentos de Integração de satélites.

Fonte: <http://www.lit.inpe.br/>

1.4.1 Testes Ambientais

Estes testes sujeitam a peça de teste a ambientes simulados da missão para verificação de requisitos como resistência, força e tempo de vida. Efetiva para com mecanismos, componentes não mecânicos de operação, componentes de pequenas estruturas e para teste da espaçonave totalmente integrada.

O objetivo dos testes ambientais é expor, não somente o satélite, bem como todos os seus subsistemas e unidades, às mesmas condições ambientais que lhes serão exigidas desde o instante do seu lançamento até o término de sua vida útil em órbita. Os ensaios são encadeados de forma a otimizar a execução das operações (Diagrama 5), a minimizar os riscos impostos ao satélite, a aumentar garantia de que o satélite foi montado e integrado corretamente, e a certificar que todo o satélite está funcionando tal como especificado. O diagrama de fluxo abaixo apresenta uma seqüência padrão de ensaios ambientais aplicados a satélites:

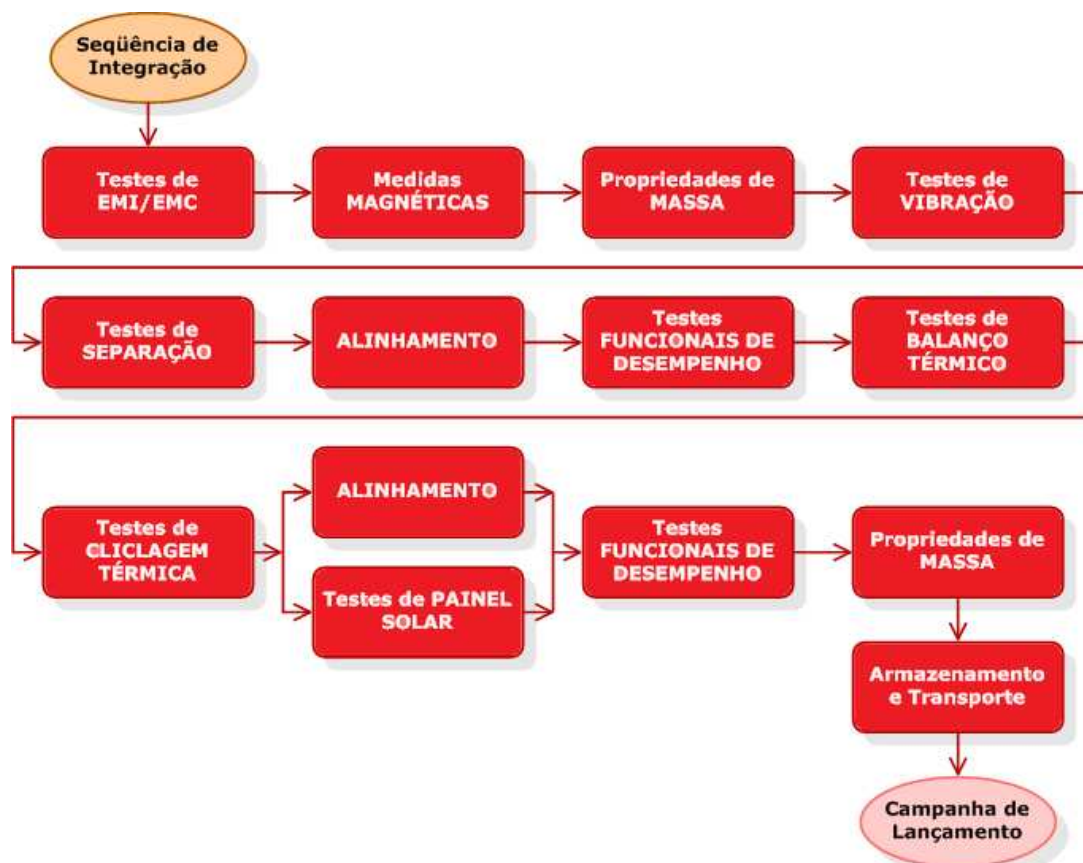


Diagrama 5 : Testes Ambientais

Fonte: <http://www.lit.inpe.br/>

- **Testes de EMI/EMC:** O teste de Interferência Eletromagnética - EMI (Eletromagnetic Interference) tem por objetivo verificar o adequado funcionamento do satélite e seus subsistemas, quando expostos ao perfil de ondas eletromagnéticas que encontrarão uma vez em operação. O teste de Compatibilidade Eletromagnética - EMC (Eletromagnetic Compatibility) tem por objetivo verificar se os subsistemas operam adequadamente, quando expostos aos campos eletromagnéticos criados por eles próprios. Eventuais situações em que um subsistema interfira no funcionamento do outro são detectadas através deste ensaio.
- **Medidas Magnéticas:** O objetivo desta etapa de teste é o de medir o campo magnético intrínseco gerado pelo satélite e seus subsistemas. Quando no satélite existem subsistemas destinados à medição de campo magnético - magnetômetro - , a determinação do campo magnético



intrínseco do satélite se configura como fundamental para se determinar a calibração do magnetômetro e a compensação a ser aplicada a suas medidas.

- **Propiedades de Massa:** Considerado o satélite como um todo, são determinados sua massa e seus momentos de inércia. Além disso, ele é dinamicamente balanceado.
- **Testes de Vibração:** O satélite é exposto aos esforços dinâmicos presentes durante o lançamento. O objetivo dos ensaios de vibração é o de verificar se a estrutura do satélite e seus subsistemas suportam adequadamente a etapa de lançamento. Além disso, os resultados do modelo estrutural usados no projeto do satélite e seus subsistemas são confrontados com o comportamento real apresentado pela estrutura, propiciando eventuais ajustes. Os Testes de Vibração compreendem uma elaborada seqüência de ensaios senoidais e aleatórios de níveis progressivamente crescentes que, além de verificar a resistência da estrutura, possibilitam a determinação das frequências naturais de vibração do sistema acoplado ao satélite-subsistemas.
- **Testes de Separação:** Nessa etapa o satélite é exposto aos esforços mecânicos próprios dos instantes de separação entre os módulos do veículo lançador. Neste momento ocorre um cenário caracterizado por um choque mecânico, retratando-se níveis altíssimos de aceleração, em intervalos de tempo extremamente reduzidos. O objetivo do teste de separação é o de verificar se o satélite e seus subsistemas suportam tais esforços mecânicos.
- **Alinhamento:** O propósito do alinhamento é o de verificar e eventualmente ajustar o posicionamento relativo entre os diversos componentes do satélite, de tal forma a obedecer limites de tolerância especificados no projeto.



- Testes Funcionais e de Desempenho: O teste de desempenho SPT (System Performance Test) tem por objetivo avaliar o desempenho do satélite em seus diversos modos de operação. Compreende a caracterização de parâmetros de desempenho do satélite e subsistemas; verificação dos sensores ópticos, aquecedores, termistores e painel solar.
- Testes de Balanço Térmico: Nesta etapa, o satélite é exposto num ambiente de vácuo às irradiações térmicas que encontrará durante sua órbita. Este ensaio permite refinar o modelo matemático térmico do satélite e verificar o funcionamento do sistema de controle térmico em manter cada unidade do satélite dentro da faixa de temperatura própria de funcionamento.
- Testes de Ciclagem Térmica: Nessa etapa, o satélite é exposto num ambiente de vácuo aos sucessivos extremos de temperatura que ele deve suportar durante sua operação em órbita. O objetivo do teste é o de verificar a resistência das unidades a sucessivas variações de temperatura.
- Alinhamento e Teste de Painel Solar: O propósito do alinhamento é o de verificar e eventualmente ajustar o posicionamento relativo entre os diversos componentes do satélite, de tal forma a obedecer limites de tolerância especificados no projeto. O objetivo do ensaio dos painéis solares é o de verificar o adequado funcionamento dos painéis solares na geração da potência necessária à operação do satélite.
- Propriedades de Massa: Considerado o satélite como um todo, são novamente determinados sua massa e seus momentos de inércia. Além disso, ele passa por novo processo de balanceamento dinâmico.
- Armazenamento e Transporte: Após o satélite ter passado com sucesso



pela AIT , ele é colocado num contêiner apropriado e transportado para a base de lançamento, onde tem início a campanha de lançamento.

1.4.2 Equipamentos Utilizados

A seguir, será feita uma breve descrição dos equipamentos utilizados para a realização da maioria dos testes de satélites relatados anteriormente. O conhecimento de tais máquinas é essencial para o bom andamento do projeto de pesquisa, pois indubitavelmente este maquinário será utilizado para realização dos testes do Cubesat NANOSATC-BR, no Laboratório de Integração e Testes do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, em São José dos Campos – SP.

- **Câmara Anecóica:**

Uma câmara anecóica (Figura 1) geralmente consiste de uma sala com blindagem RF, que são parcial ou totalmente revestidas com material absorvente de radiofrequências. São utilizadas para realizar diversos tipos de testes e medições. Câmaras anecóicas de ensaio são utilizados pela indústria para verificar as emissões de radiação e operar testes de imunidade radiada de equipamentos elétricos / eletrônicos para diversas especificações internacionais.

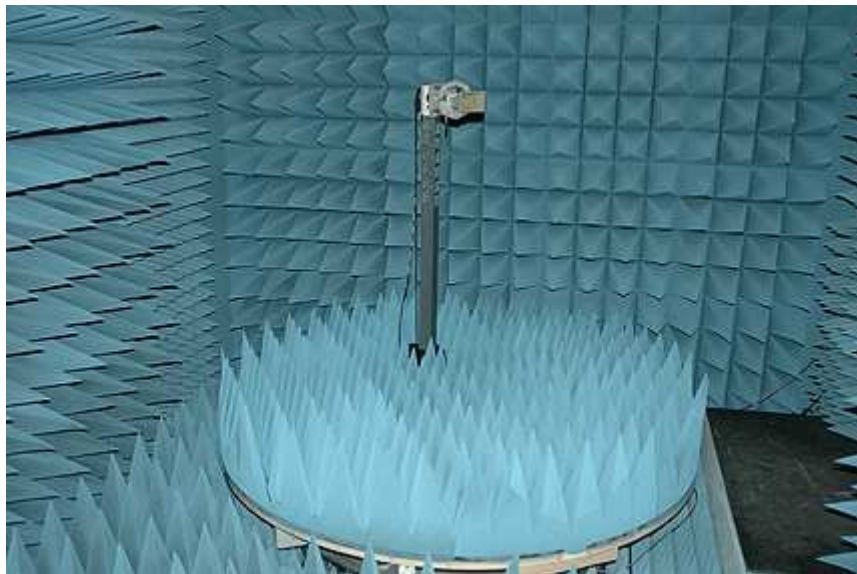


Figura 1: Câmara Anecóica.

Fonte: <http://www.cttc.es/en/projects/testbeds/project/achamber.jsp>

- *Shaker*

Para a realização dos ensaios de vibração, o equipamento (Figura 2), na maioria dos casos, não é testado em funcionamento. A situação de funcionamento poderá ocorrer dependendo do tipo de ensaio de vibração realizado. Basicamente a montagem consiste em montar o equipamento em uma mesa vibratória que o “excitará”. A fixação, dependendo do tipo de ensaio e produto, poderá ser realizada diretamente através de barras laterais ou de forma indireta, onde o fabricante fornece um dispositivo de fixação sobre o qual a amostra é posicionada e este é fixado através de parafusos a mesa vibratória.



Figura 2 : *Shaker*

Fonte: <http://www.protos-eci.es/ABOUTPROTOS.htm>

- Câmara de Termo-Vácuo

A câmara de termo-vácuo (Figura 3) é uma câmara de vácuo em que o ambiente térmico radiativo é controlado. Normalmente o ambiente térmico é obtido pela passagem de líquidos ou fluídos através de capas térmicas para temperaturas frias ou através da aplicação de lâmpadas térmicas para altas temperaturas. Câmaras de termo-vácuo são freqüentemente usadas para testar naves espaciais ou partes delas em um ambiente que simula o espaço.



Figura 3: Câmara de Termo-Vácuo.

Fonte: LIT/INPE

- Balanças

As balanças (figura 4) são usadas para definições de propriedades de massa como por exemplo: centro de gravidade, centro de massa, momentos de inércia e balanceamento dinâmico.



Figura 4: Propriedades de massa do satélite SCD1.

Fonte: LIT/INPE

- Sala Limpa (*Clean Room*)

Sala limpa, ou tenda limpa (figura 5), mais conhecida como "Clean rooms", é um ambiente geralmente utilizado para testes ou manufatura de produtos onde a contaminação por partículas presentes no ar precisa ser controlada.

Neste ambiente, é possível quantificar e mensurar o tamanho das partículas em suspensão. Existem três objetivos principais na utilização de condicionamento de ar para salas limpas: manter a temperatura estável, controlar o nível de umidade e garantir a qualidade do ar com filtros.



Figura 5: Tenda Limpa.

Fonte: LIT/INPE



CAPÍTULO 2

TESTES EM CUBESATS E DISPOSITIVO P.O.D

2.1 INTRODUÇÃO

A missão primária do Programa Cubesat é disponibilizar o acesso ao espaço para cargas de pequeno porte, para que desta forma estudantes tenham contato direto com uma missão espacial real, gerando conhecimento e desenvolvimento na área aeroespacial. Desenvolvedores de CubeSats devem desempenhar um papel ativo em questão de segurança e sucesso das missões com CubeSats através de boas práticas de engenharia, testes, e verificação dos sistemas. A falha em um nanosatélite, no dispositivo P.O.D (Picosatellite Orbital Deployer), ou falha de hardware da interface podem danificar o veículo lançador ou a carga primária, colocando o Programa CubeSat inteiro em risco. Como dever dos grupos de CubeSats, todos os participantes têm a obrigação de garantir a segurança das operações de todos os sistemas e sub-sistemas, e atender os requisitos mínimos de *design* e testes especificados no documento fornecido pela *California Polytechnic State University* (Calpoly), *CubeSat Design Specification (CDS)*. Porém, os requisitos deste documento podem ser substituídos por requisitos do fornecedor do lançamento. Devido à estas especificações e grande necessidade de estudos na área de testes para o Projeto NANOSATC-BR, este capítulo mostra uma abordagem geral sobre o assunto, mais especificamente a testes aplicados a CubeSats e ao dispositivo P.O.D (Picosatellite Orbital Deployer), que faz a interface entre o nanosatélite e o veículo lançador. Para isto, tomou-se como base testes especificados no documento *Cubesat Design Specification*, e *pesquisa bibliográfica sobre testes aplicados* em outros Cubesats e nanosatélites.

2.2 TESTES EM CUBESATS

Os ensaios e testes em CubeSats são realizados tanto para atender os



requisitos do prestador de lançamento, necessários para garantir a segurança dos outros satélites alojados no mesmo compartimento, lançador e dispositivo POD quanto para assegurar a boa funcionalidade do nanosatélite em operação no ambiente espacial. Portanto, pode-se considerar dois grandes grupos de testes: funcionais e ambientais. Estes últimos, têm o plano de teste fornecido pelo lançador e fornecedor do dispositivo POD para simular ambiente de lançamento do satélite, e testes que simulam o ambiente espacial geralmente são acompanhados pela empresa agenciadora de lançamento. Planos de teste que não são gerados pelo prestador de lançamento ou responsáveis pela interface POD não são considerados oficiais. No caso de o veículo lançador ser desconhecido, a norma regulamentadora da NASA “GSFC-STD-7000” poderá ser utilizada para derivar requisitos de teste. GSFC-STD-7000 é uma referência muito útil na definição de testes ambientais, porém os níveis de ensaio definidos nesta norma não garantem englobar ou satisfazer os diferentes ambientes de teste de qualquer veículo lançador. Os dispositivos de interface, POD, devem ser testados de forma semelhante para garantir a segurança e manutenção da integração com o CubeSats, sendo chamado este tipo de teste de TEST-POD.

Os testes funcionais são definidos pelo grupo participante do Projeto CubeSat, pois a boa funcionalidade do satélite em órbita depende diretamente desta etapa, devendo ser muito bem discutida e analisada entre os participantes. A seguir serão descritos os testes aplicados a nanosatélites da classe CubeSat.

2.2.1 “Bakeout” Termo-Vácuo

O teste “Bakeout” em uma câmara de vácuo térmica deve ser executada em cada CubeSat antes da entrega para a agenciadora de lançamento. Isso irá evitar qualquer contaminação dos CubeSats vizinhos dentro do dispositivo POD. O ciclo de teste e a duração serão definidos pelo veículo lançador ou, se desconhecido, a norma “GSFC-STD-7000” poderá ser usada. CubeSats que



utilizam a câmara térmica de vácuo da “Cal Poly”, *por exemplo*, sofrem um vácuo de aproximadamente 5×10^{-4} Torr.

2.2.2 Teste Cíclico térmico

Neste teste a carga é colocada na câmara de termo-vácuo, onde a pressão ambiente é alterada e o satélite passa por dois gradientes de temperatura que simulam o ambiente espacial. Pois no espaço quando há eclipse, o satélite atinge temperaturas negativas, e quando o sol atinge pode chegar a altas temperaturas. Portanto, para garantir o funcionamento do nanosatélite em ambiente tão agressivo este teste é indispensável.

2.2.3 Inspeção Visual

É importante analisar o satélite depois do ensaio ser concluído. Assegurar que todas as partes do satélite estão intactas e estão devidamente protegidas. Abaixo está descrita uma lista de verificações a serem feitas após os testes para assegurar a integridade do satélite.

- Certificar dimensões para possíveis alterações por cada um dos comprimentos de medição, largura, altura e distâncias diagonais;
- Verificar todos os painéis solares para garantir que eles não estão salientes além do especificado no “CubeSat Design Specification”;
- Examinar todos componentes móveis. Assegurar que os mesmos estão firmes e na tolerância dimensional;
- Verificar se há arestas salientes ;
- Verificar se há fios soltos ou componentes mal encaixados;



- Verificar todos os parafusos e se eles ainda estão apertados.

Esta inspeção visual do CubeSat e a certificação de dimensões e áreas críticas devem ser realizados de acordo com o “CubeSat Acceptance Checklist” 1U (Anexo 1).

2.2.4 Qualificação

CubeSats podem ser requisitados a proceder um teste de qualificação, conforme descrito pela empresa lançadora. Da mesma forma que os outros itens, caso o lançador ainda não seja conhecido a norma “GSFC-STD-7000” poderá ser utilizada. O teste de qualificação é realizado nas instalações do desenvolvedor e em algumas circunstâncias, a *Cal Poly* pode ajudar desenvolvedores na busca pelo ensaio ou até mesmo prestar algum teste. Em alguns casos, testes adicionais podem ser requisitados caso modificações ou mudanças forem feitas no CubeSat após os testes de qualificação.

2.2.5 Protoflight

Todos os CubeSats devem resistir aos testes chamados “*protoflight*” conforme descrito pelo fornecedor de lançamento, podendo da mesma forma ser usada a norma “GSFC-STD-7000”. O modelo Protoflight é um modelo protótipo que também é usado como o modelo de voo para o lançamento, e é sujeito ao chamado *Protoflight Test* que combina testes de qualificação e aceitação. Para evitar que o satélite seja sujeito à cargas excessivas e desnecessárias durante a fase de testes, as condições de testes são geralmente equivalentes em intensidade aos testes de qualificação, e são aplicadas por menos tempo que nos testes de qualificação.

Estes testes devem ser desenvolvidos nas instalações dos desenvolvedores do CubeSat, e em algumas circunstâncias a *CalPoly* pode ajudar na busca de instalações de ensaio ou prestar testes para os desenvolvedores. CubeSats não podem ser desmontadas ou modificados após



o teste “protoflight”. A desmontagem de hardware após este teste exige que seja submetida uma solicitação de aprovação antes da desmontagem. Em alguns casos, testes adicionais podem ser requisitados caso modificações ou mudanças forem feitas no CubeSat após os testes “Protoflight”.

2.2.6 Aceitação

Após a entrega e integração dos CubeSats no dispositivo POD, testes adicionais devem ser realizados com o sistema integrado. Este teste garante a integração adequada dos CubeSats no POD. Além disso, qualquer interação nociva entre CubeSats pode ser descoberta durante os testes de aceitação. O responsável pelo integrador POD deverá coordenar e executar os testes de aceitação. Após este teste, os desenvolvedores podem realizar diagnósticos através da porta designada para tal procedimento, e a inspeção visual do sistema deve ser realizada pelo responsável pelo integrador POD. O POD não poderá mais ser desmontado a partir desta etapa. Se é descoberto uma falha em um CubeSat, a decisão de desintegrá-lo novamente será feita pelos desenvolvedores dos CubeSats e pelo integrador POD, levando em conta questões de segurança. O desenvolvedor é responsável por qualquer teste adicional necessário devido a modificações corretivas pela desintegração do POD e CubeSats.

2.2.7 Testes Eletromagnéticos

Sabendo que a carga útil do satélite NanoSatC-BR é um magnetômetro, testes eletromagnéticos podem ser uma opção para certificar a qualidade dos dados obtidos por este instrumento na magnetosfera terrestre. Porém, especialistas afirmam que este tipo de teste em satélites do tipo CubeSat não é algo imprescindível, pois o ruído ou perturbação que afetam os dados coletados seriam constantes, dessa forma podem ser retirados posteriormente através de softwares -em solo- quando os dados do magnetômetro estiverem sendo recebidos e trabalhados. Mesmo com o transmissor de bordo e o

computador ligados, a interferência seria pequena pela resolução de leitura do equipamento que será usado. O magnetômetro usado no CubeSat NANOSATC-BR será o *Low power three-axis magnetometer Mag566* da empresa Bartington (Figura 6)

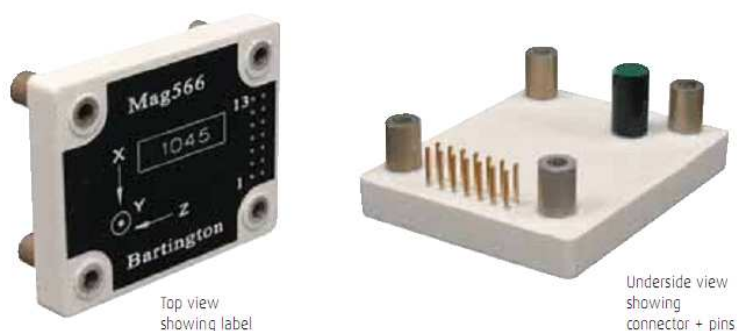


Figura 6 : Mag566

Fonte: Datasheet Bartington.

2.2.8 Vibração Senoidal

Ensaio caracterizado pela excitação por um sinal harmônico (senoidal), desenvolvido dentro de um intervalo específico de frequência, o qual é varrido continuamente a uma taxa de varredura específica que pode ser linear (Hertz por segundo) ou logarítmica (oitavas por minuto). Quanto maior for a taxa de varredura, menor será o tempo de duração de uma varredura. A amplitude do ensaio pode ser definida pela aceleração (g), pela velocidade (m/s) ou pelo deslocamento da mesa (mm). Em uma curva de excitação pode haver aceleração, velocidade e deslocamento como critérios para especificação da amplitude. A duração do ensaio pode ser definida através do número de varreduras a serem executadas, ou por um tempo pré determinado.

Em CubeSats geralmente o tipo mais comum de teste senoidal envolve uma varredura logarítmica de frequência, mantendo uma frequência constante especificada na base da peça de teste ou nas bases de montagem em um suporte de ensaio. Um acelerômetro é montado na posição desejada e o nível é mantido enquanto ocorre a varredura de frequências de vibração. Este método assegura a excitação em todas as frequências em que ocorrem a

varredura. Este tipo de teste geralmente será cíclico acima e abaixo repetitivamente entre os limites de frequência para um tempo especificado ou número de ciclos de varredura para garantir que os níveis de confiabilidade adequados sejam atingidos. A especificação de um típico teste senoidal é mostrado abaixo, e na Figura 7 um exemplo de ensaio de vibração.

- Vibração senoidal com bidirecional 1.0 oitava/minuto e frequência logarítmica de varredura entre 5 e 1000Hz mantendo um nível "pk" 10g, exceto o limite de 0,75cm pk-pk, 20 ciclos de varredura total.

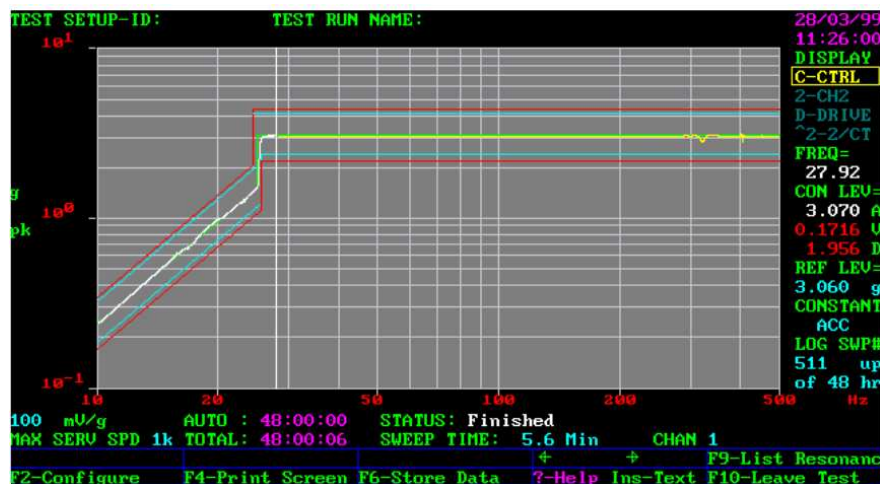


Figura 7 :Curva típica do ensaio de vibração senoidal.

Fonte: "Vibração e Acelerômetros", Jaime Izuka, Unicamp, 2007.

2.2.9 Vibração Aleatória (Randômica)

Em engenharia mecânica, vibração aleatória (randômica) é o movimento que não é determinístico, o que significa que o comportamento futuro não pode ser previsto com precisão. A aleatoriedade é uma característica da excitação ou entrada, e não as formas ou modo de frequências naturais. Alguns exemplos comuns incluem um automóvel andando em uma estrada esburacada, a altura das ondas sobre a água ou a carga induzida sobre uma asa de avião durante o voo. A resposta estrutural a vibração aleatória é geralmente tratada com abordagens estatísticas ou probabilísticas.

Se o valor ou magnitude da excitação (força ou movimento) que está agindo sobre o sistema for conhecido (em qualquer instante de tempo), a excitação é denominada determinística. A vibração resultante é conhecida como vibração determinística. Em alguns casos, a excitação não é determinística, mas sim aleatória. O valor ou magnitude desse tipo de excitação para um instante de tempo não pode ser determinado. Exemplos de excitações aleatórias são a velocidade do vento, a aspereza de uma estrada e o movimento dos solos durante um terremoto. Se a excitação é aleatória, a resposta do sistema (também aleatória, como a excitação) é chamada de Vibração Aleatória ou Randômica.

O ensaio de Vibração aleatória (randômica) têm uma excitação cuja aplicação é aleatória. Este ensaio não têm velocidade de varredura, pois o controlador escolhe aleatoriamente uma determinada frequência com a sua respectiva aceleração. A amplitude para este tipo de ensaio é definida através do nível de energia espectral (g^2/Hz). A duração do ensaio é feita através de um tempo pré-determinado já que a aplicação da frequência é aleatória. Na Figura 8 verifica-se um exemplo de ensaio de vibração aleatória.

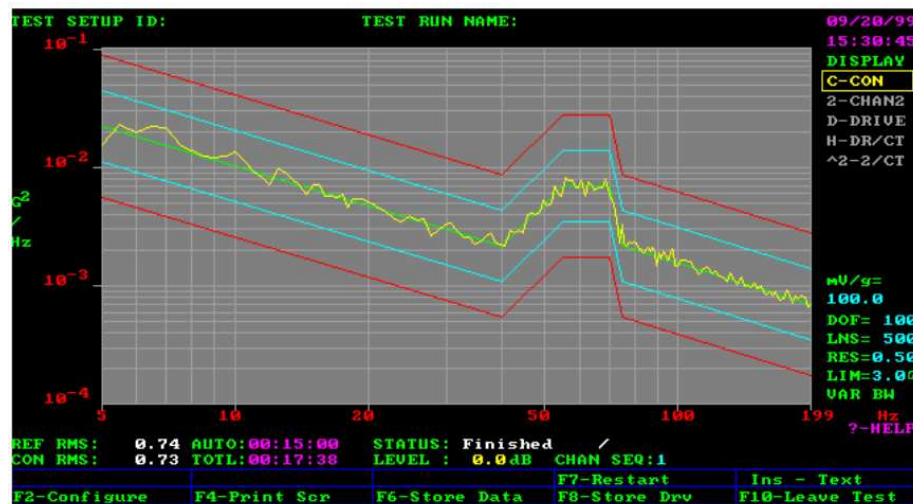


Figura 8 :Curva típica do ensaio de vibração aleatória.

Fonte: “Vibração e Acelerômetros”, Jaime Izuka, Unicamp, 2007.

2.2.10 Teste de Choque

O ensaio de choque é caracterizado pela excitação de pulsos independentes separados por um intervalo de tempo que podem ter a forma de meio seno, trapezoidal ou dente de serra. A sua amplitude é definida pela aceleração e pela duração do pulso que é em milissegundos. Quanto maior for a duração do pulso, maior será a sua amplitude, porém, a aceleração não será alterada. O pulso pode ser positivo ou negativo. Se for positivo, o choque será para cima, se o pulso for negativo, o choque será para baixo.

O ensaio de choque pode ser requisitado a Cubesats pois o lançador está sujeito a choques principalmente durante a fase de separação, alinhamento e separações da nave espacial. Abaixo pode-se ver um exemplo de teste de choque na Figura 9.

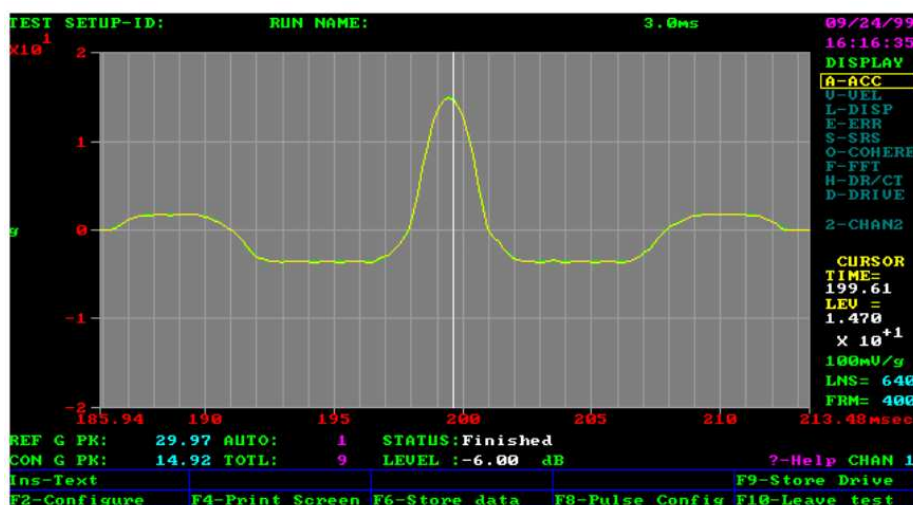


Figura 9 :Curva típica do ensaio de Choque.

Fonte: “Vibração e Acelerômetros”, Jaime Izuka, Unicamp, 2007.

2.3 TEST POD

A criação das normas (especificações de projeto) para CubeSats (CDS) pela CalPoly, levou ao desenvolvimento do *Poly Pico Satellite Orbital Deployer* (P-POD), a interface padrão entre um veículo de lançamento e um a três CubeSats. O P-POD, mostrado na Figura 10, foi construído para simplificar a

integração entre os CubeSats e qualquer veículo de lançamento (Figura 11). O seu design pequeno e simples permite que caiba em pequenos espaços no interior do veículo lançador, possibilitando o lançamento dos satélites como carga secundária ou terciária.

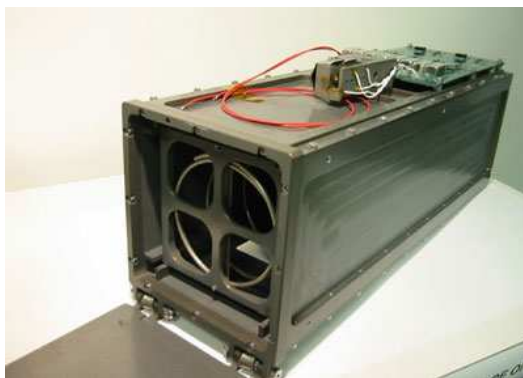


Figura 10: P-POD

Fonte: <http://www.thespacereview.com/archive/1490b.jpg>



Figura 11: P-POD no último estágio do lançador

Fonte: Toorian, Armen et. Al, "CubeSats as Responsive Satellites," Paper no. AIAA-RS3 2005-3001, AIAA 3rd Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, 25-28 Abril 2005.

Como o P-POD é auto-suficiente, seu projeto reduz a possibilidade de interferência com a carga primária. Atualmente, este dispositivo é capaz de conter e posteriormente, depositar em órbita até três CubeSats, medindo 10cm³ e aproximadamente 1 kg cada. Esta interface é fabricada com Alumínio Al-7075 T-73 e tem um revestimento de Teflon.

O P-POD destina-se a funcionar como o brinquedo “jack-in-the-box”, os satélites ficam no interior de uma estrutura retangular e ao abrir a porta de ejeção os satélites são depositados em órbita impulsionados por molas. A mola principal, fornecendo cerca de 10 kg de força, juntamente com quatro pequenas molas, são compactadas plenamente quando os CubeSats são inseridos. Molas adicionais chamadas *Spring Plungers* (figura 12) ficam na parte inferior de cada CubeSat para fornecer força para separá-los um do outro, uma vez aberta a porta do P-POD. Uma linha de tensão impede que a porta de abertura do P-POD se abra durante o lançamento. Esta linha é cortada através de dois elementos de aquecimento resistivo (Figura 13), que são acionados assim que o P-POD atinge a órbita desejada.



Figure 5: Standard Spring Plunger

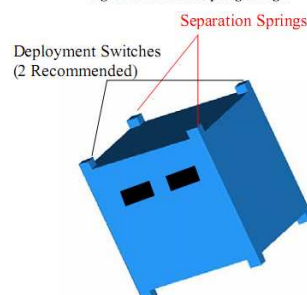


Figure 6: Separation Spring Locations



Figure 8: Planetary Systems Line Cutter

Figura 12: Spring Plunger e elemento cortador de linha.

Fonte: Cal Poly Coordination of Multiple CubeSats on the DNEPR
Launch Vehicle

Para que desenvolvedores de Cubesats possam testar cada satélite integrado com esta estrutura de interface, ficaria inviável que cada equipe recebesse um P-POD. Por esse motivo, foi criado o Test-Pod, que nada mais é do que uma estrutura chamada “dummy” em termos aeroespaciais, que significa que é uma estrutura não funcional para efeito de testes, que possui grande semelhança com o P-POD usado em vôo.

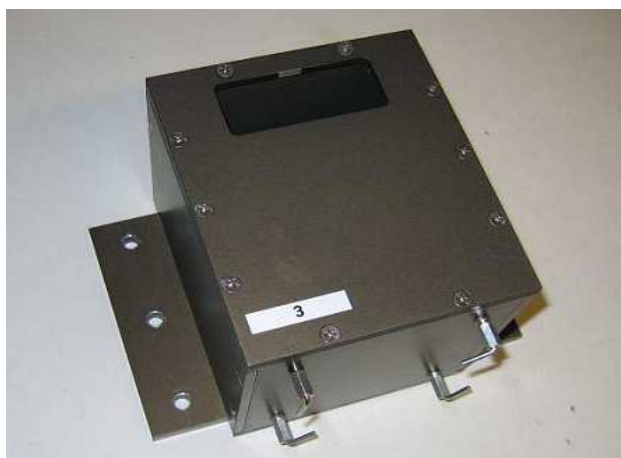


Figura 13 : Test-Pod

Fonte: Test Pod User Guide Revision 6

O Test-Pod (Figura 13) foi feito para ser usado por desenvolvedores CubeSats como uma simulação do ambiente interno do P-POD, isto permitirá a validação da integridade estrutural dos CubeSats sob cargas de lançamento. Este tipo de teste é projetado para simular o ambiente dentro do P-POD, analisando o resultado aos Cubesats e verificando se o mesmo está apto a ser integrado no veículo lançador. Vale ressaltar, que o Test Pod não é um teste de encaixe. CubeSats que não atendem a especificação do “*Cubesat Design Specification*” pode ainda caber no Test-Pod. Os desenvolvedores são responsáveis pelo cumprimento de tais especificações.

O desenho para controle de interface do Test-Pod é mostrado na Figura 14, que detalha as dimensões necessárias para adaptá-lo à base, que fixa o Test-Pod ao *shaker* de vibração. A convenção de eixos também é mostrada, permitindo que documentos e resultados sejam publicados em um mesmo formato.

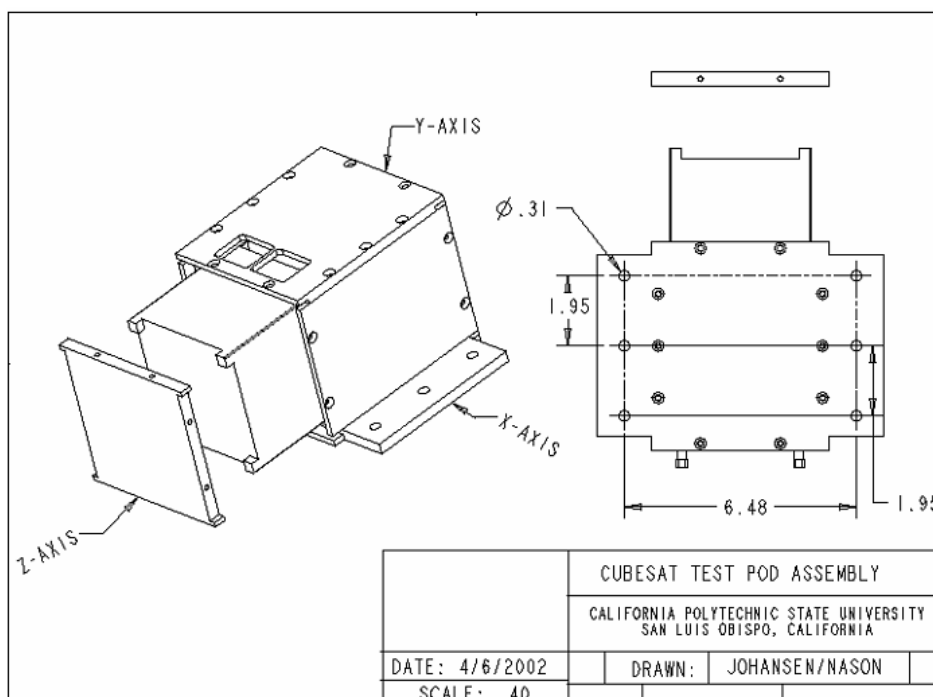


Figura 14: Desenho para controle de Interface do Test-Pod

Fonte: Test Pod User Guide Revision 6

A Tabela 1, retirada do Test Pod User Guide Revision IV 2005, apresenta as frequências naturais para dois principais eixos do Test-Pod. Estas frequências são resultado de Testes senoidais de varredura repetidamente aplicados com um modelo de massa de 1 kg no interior, produzindo frequências resultantes.

	Fundamental Frequencies (Hz)	
	X-AXIS	Z-AXIS
Test Pod	650	616

Tabela 1: Frequências naturais do Test-Pod

Fonte: Test-Pod User's Guide Revision 6.

2.3.1 Teste De Vibração

Um dos deveres de um projeto CubeSat é garantir que seu lançamento não interfira na segurança de nenhum outro satélite durante o lançamento.

Para isso, os seguintes requisitos de teste de vibração irão assegurar que o hardware não causará danos em satélites nas condições ambientais de pior caso esperado durante o lançamento internamente do P-POD.

- **Varredura Senoidal:** No Test-Pod, o teste de varredura senoidal geralmente é recomendado à todas frequências disponíveis até 2kHz.
- **Vibração Randômica:** O perfil de vibração aleatória é alcançado desde que um veículo de lançamento já esteja escolhido. Desenvolvedores de CubeSats podem obter a densidade espectral de vibração aleatória para inserir no controlador do *shaker* usando como referência o manual do usuário do veículo lançador escolhido . O documento “*NASA General Environmental Verification Specification*” (GEVS) pode ser usado como o pior caso de perfil vibracional, que abrange todos os maiores veículos lançadores (Tabela 2).

Frequency (Hz)	ASD Level (G^2/Hz)	
	Qualification	Acceptance
20	0.026	0.013
20-50	+6 dB/oct	+6 dB/oct
50-800	0.16	0.08
800-2000	-6 dB/oct	-6 dB/oct
2000	0.026	0.013
Overall	14.1 G_{rms}	10.0 G_{rms}

Tabela 2: NASA GEVS Perfil de vibração aleatória

Fonte: Test-Pod User’s Guide Revision 6.



CAPÍTULO 3

TESTES, DOCUMENTAÇÃO E LOGÍSTICA DE TESTES APLICADOS AO NANOSATC-BR

3.1 INTRODUÇÃO

Como já sugerido no relatório INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR de 2008-2009 da bolsa PIBIC/CNPQ-INPE, o provável lançador do projeto NANOSATC-BR será o Indiano *Pollar Satellite Launch Vehicle (PSLV)* da agência espacial Indiana ISRO. Portanto, tomando como base os testes exigidos pelo manual de usuário do foguete Indiano e planos de teste de CubeSats já lançados por ele, nesta seção será feita a análise e definição dos testes aplicados ao Nanosatélite Científico Brasileiro, NANOSATC-BR, juntamente com a documentação necessária para a realização da campanha de lançamento. Com esta análise pretende-se construir uma prévia do Plano de Testes da Missão Espacial do Projeto NANOSATC-BR, pois a cada diferente lançamento algumas especificações de testes podem sofrer pequenas variações.

3.2 NÍVEIS DE AMBIENTE DE VÔO

Durante o voo, a carga “piggy back” (como é chamado o modo que pequenos satélites vão de carona em um lançamento) ou satélite auxiliar, está sujeita a cargas inerciais e dinâmicas. O *design* da estrutura primária do satélite deve ser verificado com observância aos seguintes níveis.

3.2.1 Cargas Semi-Estáticas

Durante o voo, o satélite é sujeito a cargas estáticas e dinâmicas (Tabela 3). Tais excitações podem ser de origem aerodinâmica (e.g. vento, rajadas, ou

buffer em altas velocidades) ou devido aos sistemas de propulsão (e.g., aceleração longitudinal, impulso, etc.).

Launch vehicle	QSL [g] (+ = tension; - = compression)	
	Longitudinal acceleration (static + dynamic)	Lateral acceleration (static + dynamic)
PSLV	-7.0 +2.5	± 2.5

Tabela 3: Cargas Semi-Estáticas

Fonte: PSLV User's Manual Issue 5, Rev.0, ISRO – 2005.

3.2.2 Fatores de segurança

Os níveis de testes de qualificação e aceitação de satélites são determinados pelo aumento dos fatores de carga de projeto (níveis de limite de voo) com os fatores de segurança descritos na Tabela 4. O satélite deve ter margens positivas de segurança para garantir situações de risco em que a carga é máxima. O fator de segurança (FOS) é um coeficiente pelo qual as cargas de projeto são multiplicadas de modo a adicionar carga para cobrir incertezas estatísticas na distribuição de cargas, incertezas na análise estrutural, processo de manufatura, propriedades dos materiais e critérios de falha.

SC Tests	Qualification		Protoflight		Acceptance	
	Factors	Duration/Rate	Factors	Duration/Rate	Factors	Duration/Rate
Static (SQL)	1.3 ultimate 1.1 yield	N/A	1.3 ultimate 1.1 yield	N/A	N/A	N/A
Sine vibrations	1.25	2 oct/mn	1.25	4 oct/mn	1.0	4 oct/mn
Random vibration	2.25	2 mn	2.25	1 mn	1.0	1 mn
Acoustics	1.41 (or +3dB)	2 mn	1.41 (or +3dB)	1 mn	1.0	1 mn
Shock	1.41 (or +3dB)	3 releases	1.41 (or +3dB)	1 release	N/A	N/A

Tabela 4: Fatores de segurança, relações de teste e duração.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

A verificação de Projeto deve ser realizado com níveis da carga máxima. Cargas laterais devem ser consideradas atuando simultaneamente com cargas longitudinais e todas cargas agindo no centro de gravidade do satélite.

3.2.3 Testes de Qualificação e Aceitação

O cliente deve demonstrar que a espaçonave auxiliar satisfaz o ambiente de voo com a execução dos seguintes testes de qualificação e aceitação no satélite:

- Testes de Qualificação: Vibração Senoidal, Vibração Randômica e testes de Choque
- Testes de Aceitação: Teste de Vibração Randômica

O plano de teste definido para conduzir os testes de qualificação e aceitação do satélite auxiliar e os resultados dos testes devem ser fornecidos à ISRO.



3.2.4 Requisitos de Frequência

Para evitar acoplamento dinâmico com os modos de frequências naturais do veículo lançador, o satélite deve ser projetado com a rigidez estrutural de modo que os seguintes requisitos sejam atendidos.:

- Frequência fundamental no eixo longitudinal >90Hz
- Frequência fundamental no eixo lateral >45Hz

Estes valores incluem a influência do sistema satélite/sistema de separação.

3.2.5 Níveis de Teste de Vibração Senoidal

Excitações senoidais provenientes da oscilação de pressão dos motores e efeito POGO¹ podem afetar o veículo lançador durante o voo (principalmente no voo atmosférico), bem como durante alguma das fases transientes do voo. No compartimento de satélites auxiliares, os níveis de vibração senoidal (Tabela 5) não excedem os valores dados na Figura 15 para o caso longitudinal, e figura 16 para o caso lateral (para veículo lançador PSLV vide legenda). Os níveis abaixo são referentes à interface do satélite e o sistema de separação.

¹ O efeito de instabilidade vibracional POGO ocorre devido ao acoplamento entre a estrutura principal do lançador, a chamada estrutura secundária e o impulso. Variações no impulso geram vibrações longitudinais as quais geram vibrações de pressão, influenciando à variações de impulso.

Sine Vibration test levels			
	Freq. Range (Hz)	Qualification level	Acceptance level
Longitudinal axis	5.0 – 10.0	12.5mm (0 to peak)	10mm (0 to peak)
	10-100	2.5g	2.0g
Lateral axis	5-8	12.5mm (0 to peak)	10mm (0 to peak)
	8 – 100	2.5g	2.0g
Sweep rate		2 Oct / min	4 Oct / min

Tabela 5 : Níveis de Teste de Vibração Senoidal

Fonte: PSLV User's Manual Issue 5, Rev.0, ISRO – 2005

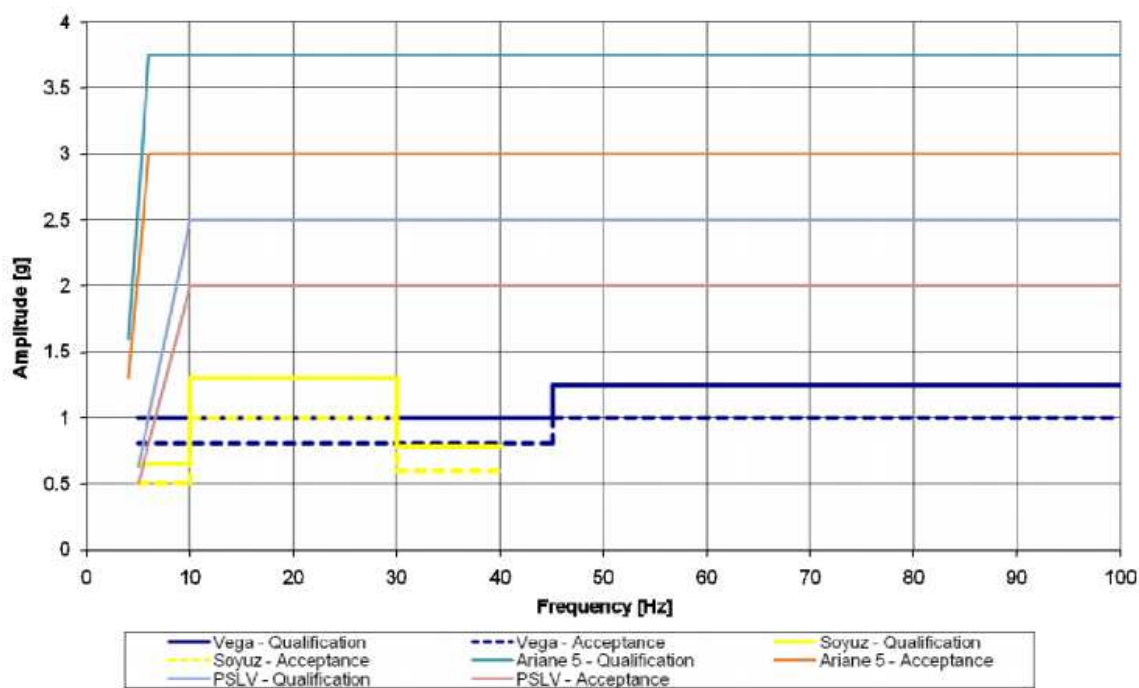


Figura 15: Amplitude para excitações senoidais para a direção longitudinal.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

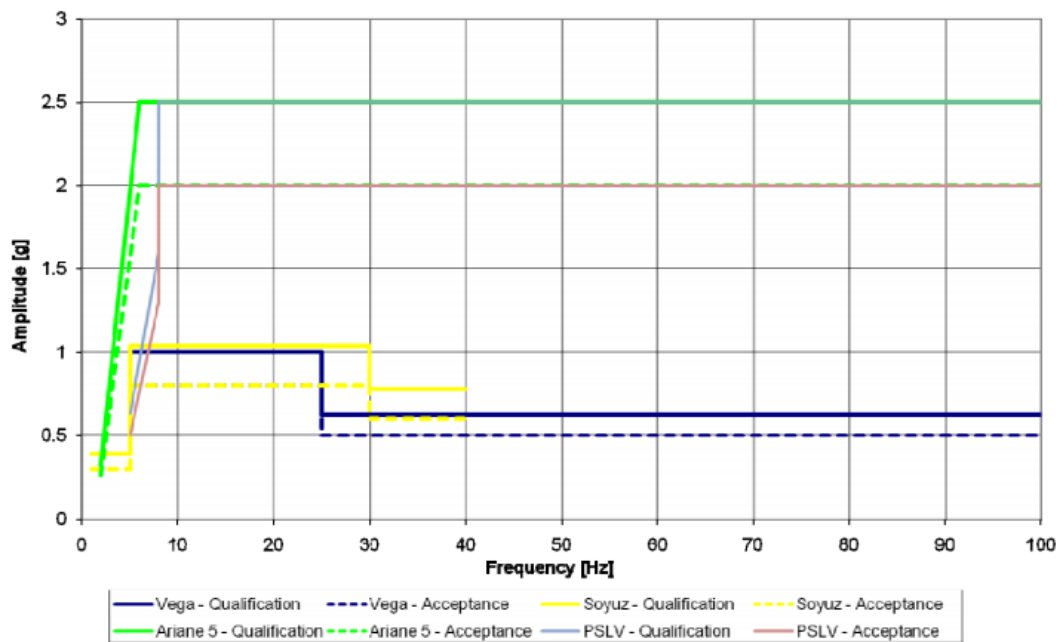


Figura 16: Amplitude para excitações senoidais para a direção lateral.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

3.2.6 Níveis de Teste de Vibração Randômica (Aleatória)

Vibrações aleatórias são geradas pela operação do sistema de propulsão e pela resposta vibro-acústica da estrutura adjacente do veículo. Os níveis máximos de excitação são obtidos durante o primeiro estágio de voo. A densidade de potência espectral (PSD) de vários veículos lançadores (entre eles o PSLV) é dada na Figura 17 e Figura 18.

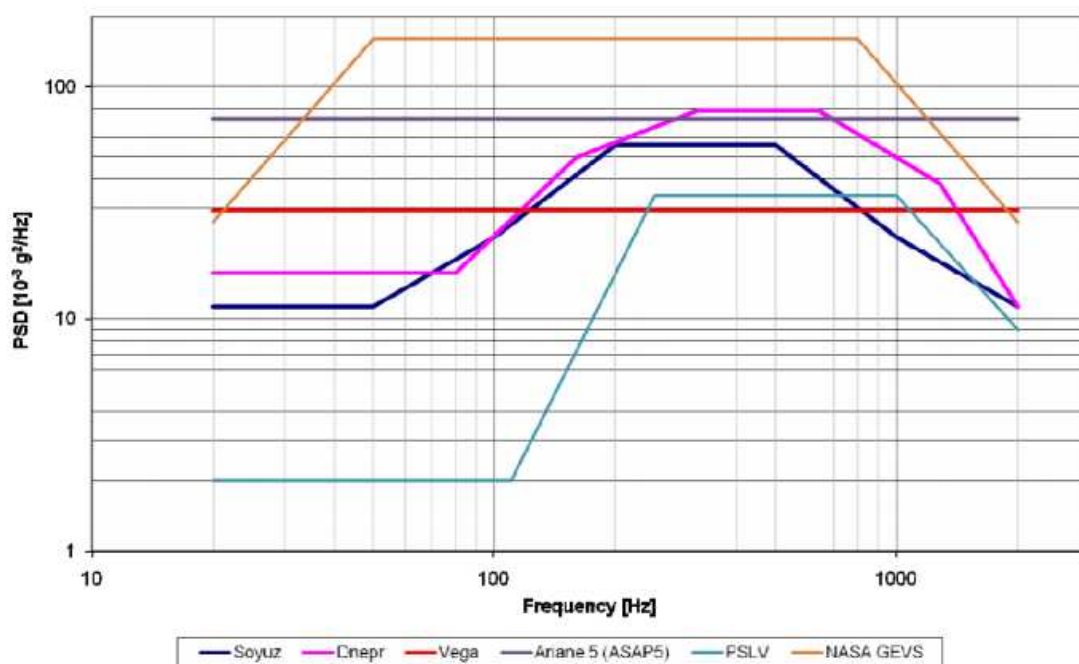


Figura 17: Vibração randômica em níveis de qualificação
Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

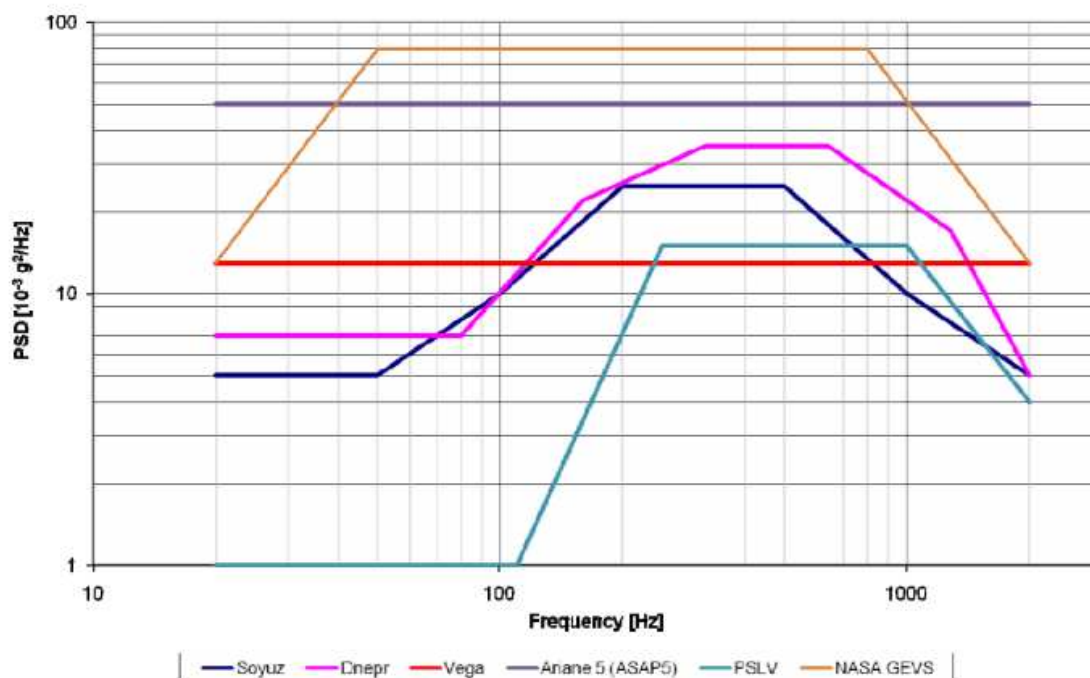


Figura 18: Vibração randômica em níveis de aceitação.
Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

3.2.7 Vibração Acústica

Em solo, o nível acústico gerado pelo sistema de ventilação não excede 94dB. Em voo, variações da pressão acústica sobre a carenagem são geradas pela operação do motor e pelo fenômeno aerodinâmico instável durante a fase atmosférica do voo (i.e., ondas de choque e turbulência dentro da camada limite), que é transmitido através das estruturas superiores. Após a decolagem e fase de velocidade transônica, níveis acústicos são substancialmente abaixo dos valores a seguir indicados na Tabela 6 e Figura 19.

OASPL: overall acoustic sound pressure level

	PSLV	Worst case
Octave Center Frequency [Hz]	Flight limit level [dB]	
31.5	128	132
63	130.5	135
125	134	139
250	140	143
500	144	144
1000	139	139
2000	132	132
4000	129	129
8000	126	126
OASPL	147	
Duration [sec]	120	120

Tabela 6: Espectro Acústico sobre a carenagem (nível de qualificação)

Fonte: PSLV User's Manual Issue 5, Rev.0, ISRO – 2005

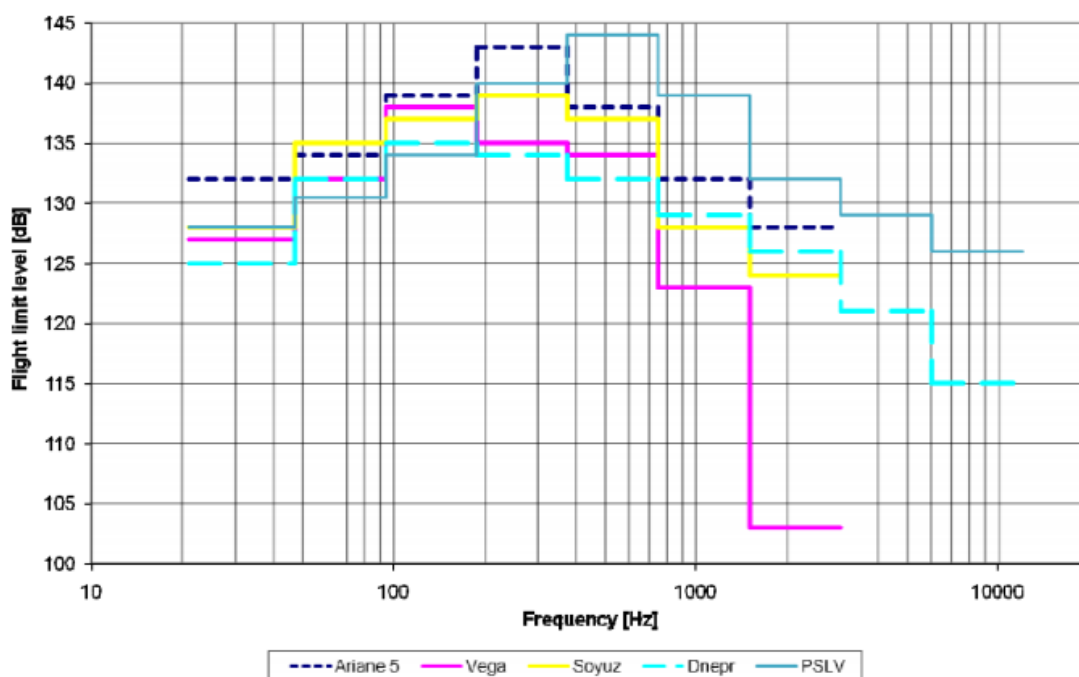


Figura 19: Espectro Acústico (nível de qualificação)

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

De acordo com a figura anterior, os teste de vibração acústica devem ter níveis descritos na Figura 20. A duração do teste deve ser de dois minutos para qualificação e um minuto para aceitação.

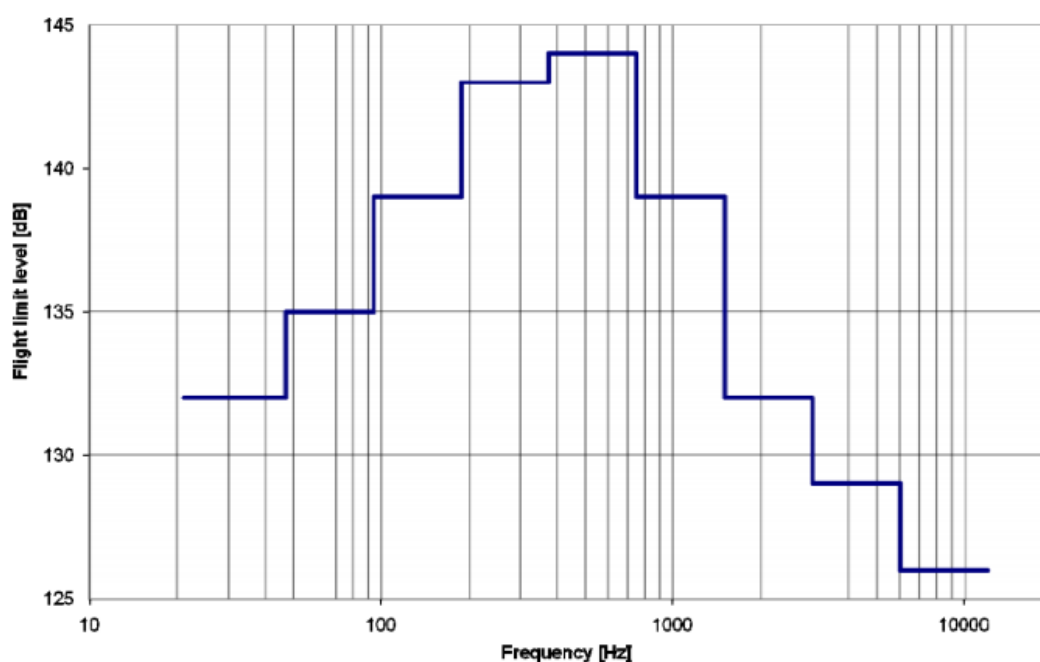




Figura 20: Espectro Acústico, pior caso em nível de qualificação.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

Tolerâncias:

- SPL: +/- 3%
- OASPL: +/- 1,5%
- Tempo de Teste: 0/+10%

3.2.8 Ambiente Térmico

Durante a fase de pré lançamento, a dissipação de potência máxima para cada satélite auxiliar não deve exceder um certo número de Watts a ser definido pelo lançador.

3.2.9 Ambiente de Choque

Satélites auxiliares serão sujeitos ao ambiente de choque em vários eventos de estágio de voo como estágio de separação, separação do *Heat Shield* e separação do satélite auxiliar. O espectro típico de Choque é mostrado na Figura 21, no qual o satélite auxiliar deve ser testado durante as fases de qualificação. Excitações de choque devem ser aplicadas na base do adaptador de montagem, e no mínimo três choques devem ser impostos para garantir o critério de amplitude em ambas direções de cada um dos três eixos ortogonais. Na Tabela 7 é mostrada uma aproximação dos níveis de qualificação do teste de choque.

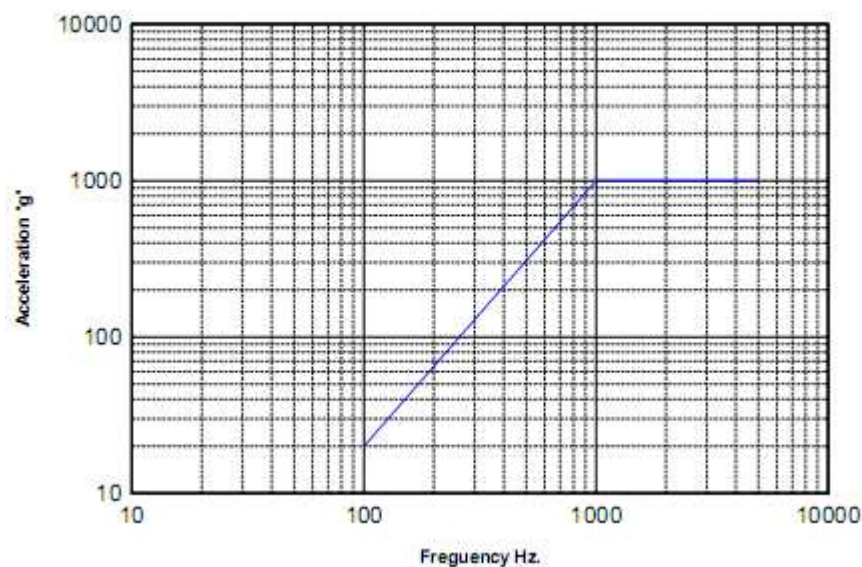


Figura 21: Espectro típico de Choque de Separação por um satélite Auxiliar

Fonte: PSLV User's Manual Issue 5, Rev.0, ISRO – 2005.

Frequency [Hz]	30	50	100	200	300	1000	1500	2000	5000	10000
Qualification [g]	8	15	40	150	250	2200	2200	3500	4500	4500

Tabela 7: Níveis de Teste para aceitação do teste de choque.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

Tolerâncias: A tolerância máxima permitida para os diferentes parâmetros é indicada abaixo.

- SRS(1/6 oitava frequência): +/- 6dB

3.2.10 Fit-Check entre Satélite Auxiliar/PSLV

Um Fitchek para verificar a compatibilidade mecânica e elétrica com a interface definida será conduzido com o hardware de vôo no mínimo 4 meses antes do lançamento.



3.2.11 Compatibilidade eletromagnética

Detalhes dos sistemas de Rádio Frequência (RF) a bordo do satélite auxiliar devem ser providenciados à ISRO para análise de compatibilidade eletromagnética. Estes detalhes devem incluir:

- Frequência, largura de banda, potência (EIRP), ganho da antena e localização dos transmissores
- Frequência, largura de banda, sensibilidade, frequências e potência dos osciladores locais, ganho da antena e localização dos receptores.
- Plano/Seqüência de operação dos Transmissores/receptores/transceivers durante a fase de pré-lançamento (após integração ao veículo lançador)

As transmissões de RF (para e de origem) do satélite auxiliar após estar integrado no veículo lançador são sujeitos ao controle baseado nas restrições de compatibilidade eletromagnética da Gerência de missão da ISRO e a restrições de segurança.

3.2.12 Restrições

Os clientes do satélite auxiliar estão sujeitos a seguir as seguintes restrições técnicas e gerenciais

Gerais:

- O satélite auxiliar deve ser compatível com a carga primária e também deve ser transparente à ISRO.



- O Cliente deve providenciar um dummy representativo (com a exata simulação de massa, centro de gravidade e interfaces de montagem) no início da campanha de lançamento. Este dummy será lançado em caso de não compatibilidade com a carga primária do veículo lançador à tempo necessário para as devidas modificações.

Fase de Lançamento:

- O satélite auxiliar deve estar preparado para operações combinadas e montagem ao veículo lançador no mínimo 10 dias antes do lançamento. Portanto, as operações de transporte e pré-lançamento no complexo de lançamento devem ser planejadas em acordo.
- O satélite auxiliar deve ser totalmente inerte, sem nenhuma rádio transmissão durante a contagem final, lançamento e até um certo período especificado após a separação. A ISRO irá definir o período (após a separação do satélite auxiliar) no qual o satélite poderá dar início à rádio transmissão baseada em análise de compatibilidade eletromagnética.
- A separação do satélite auxiliar será efetivado de um modo onde os três eixos serão estabilizados. A atitude do satélite auxiliar na separação será definida pela ISRO. O cliente não poderá insistir em uma orientação preferencial.

3.2.13 Requisitos de Segurança

O cliente deve providenciar informações detalhadas de todas as operações dos subsistemas os quais poderão influenciar a segurança na base terrena ou segurança de voo. Uma lista com estes subsistemas deve incluir:



- Recipientes pressurizados
- Dispositivos explosivos
- Baterias
- Propelentes e fluidos de operação perigosa
- Radiações iônicas e altas voltagens geradas por operações

As decisões baseadas em análise de segurança deve ser aplicadas durante a preparação do satélite auxiliar no centro de lançamento, e durante as fases de contagem regressiva.

3.3 TESTES APLICADOS AO NANOSATC-BR

O manual de usuário do veículo lançador estipula níveis, restrições e testes necessários para o lançamento de satélites secundários que serão integrados em uma determinada parte da coifa do foguete lançador. Entretanto, tendo em vista que CubeSats são satélites de um tamanho ínfimo comparado à satélites de carga principal, e que testes são operações que necessitam de mão de obra qualificada e equipamentos muito caros, CubeSats passam por uma menor gama de testes que são de prática geral do Programa CubeSat para atender os requisitos dos lançadores.

3.3.1 Vibração Senoidal

Baseando-se nos gráficos anteriores referentes ao manual de usuário do lançador, o teste senoidal para o NANOSATC-BR terá os seguintes níveis de aceitação, qualificação e tolerâncias abaixo.

Frequency [Hz]	2	4	6	6	100
Qualification [g]	0.32	1.6	3.75	3.75	3.75
Acceptance [g]	0.26	1.3	3	3	3

Tabela 8: Teste de Vibração Senoidal nos níveis de qualificação e aceitação.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

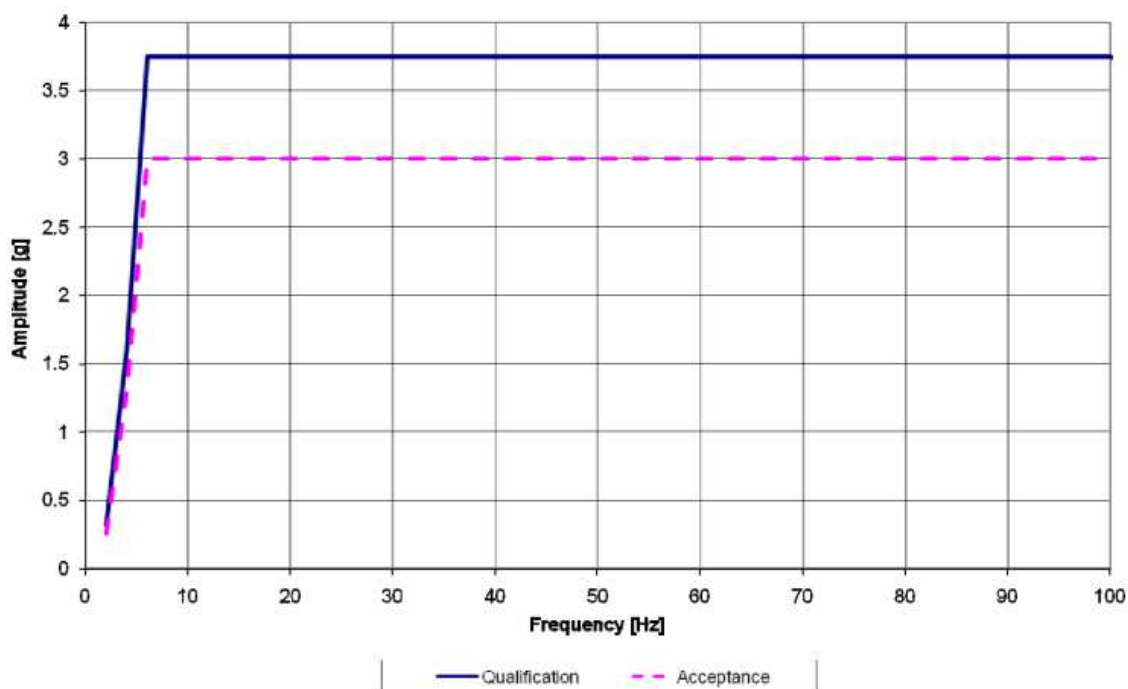


Figura 22: Teste de Vibração Senoidal nos níveis de qualificação e aceitação.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

Tolerâncias:

- Amplitude: +/- 10%
- Frequência: +/- 2% ou 1Hz
- Taxa de Varredura: +/- 5%

3.3.2 Vibração Randômica

De acordo com as solicitações do manual descritas anteriormente, os testes de vibração randômica devem ter aproximadamente os níveis descritos na Figura 23 e Tabela 9. Excitações aleatórias devem ser aplicadas na base do adaptador de montagem, e aplicada ortogonalmente nos três eixos, um sendo paralelo ao eixo de impulso. A duração do teste deve ser de dois minutos por eixo para qualificação e um minuto por eixo para aceitação.

acceptance	Frequency [Hz]	20	40	50	800	1000	2000	G_{rms}
	PSD [$10^{-3} g^2/Hz$]	50	50	80	80	50	50	11.5
qualification	Frequency [Hz]	20	35	50	800	1500	2000	G_{rms}
	PSD [$10^{-3} g^2/Hz$]	72.7	72.7	160	160	72.7	72.7	15.28

Tabela 9: Vibração randômica em níveis de aceitação e qualificação

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

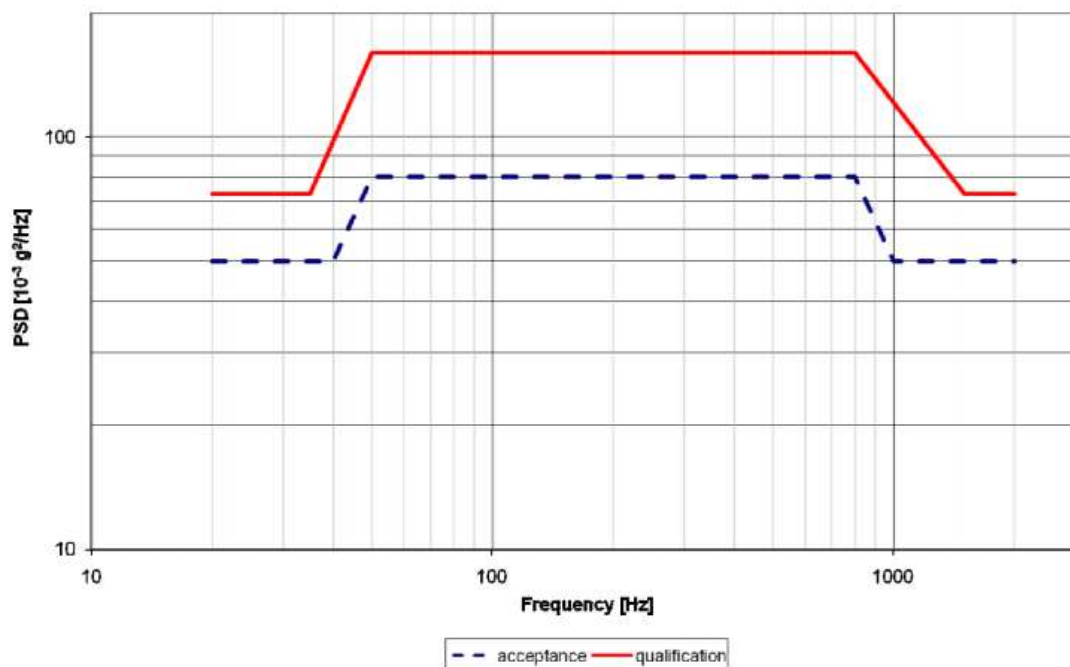


Figura 23: Testes de vibração randômica em níveis de aceitação e qualificação.

Fonte: Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008.

Tolerâncias:



- Frequência: +/- 5% ou 1Hz
- PSD de 20Hz a 500Hz (filtro de largura de banda 25Hz ou menor): -1/+3dB para qualificação e -3/+1,5dB para aceitação.
- PSD de 500Hz a 2000Hz (filtro de largura de banda 50Hz ou menor): -1/+3dB para qualificação e -3/+1,5dB para aceitação.
- Aleatoriedade Geral (Grms): +/-10%
- Tempo de Teste: 0/+10%

3.3.3 Teste Cíclico termo-Vácuo

Este teste simula o ambiente espacial à um gradiente de temperaturas de -20°C a +70°C. O caso de temperatura negativa, ocorre quando o satélite está em eclipse, ou seja, não atingido pela luz solar; o caso de temperatura positiva ocorre quando o satélite é atingido pelo sol, variando muito sua temperatura em um pequeno espaço de tempo.

3.3.4 Teste *Bake-Out*

O modelo de vôo deve sofrer o teste *Bake-out* (Figura 24) para garantir que não haverão gases ou substâncias voláteis que poderão interferir no lançamento. Como regra geral, a câmara de termo vácuo deve chegar a 10^{-4} a 10^{-5} Torr e a temperatura da câmara variar estabilizando duas horas na temperatura de 70°C e duas horas a temperatura ambiente. Deve haver uma verificação de mudança de pressão na câmara, em seguida mais um ciclo do teste é repetido para garantir que não há mudança de pressão.

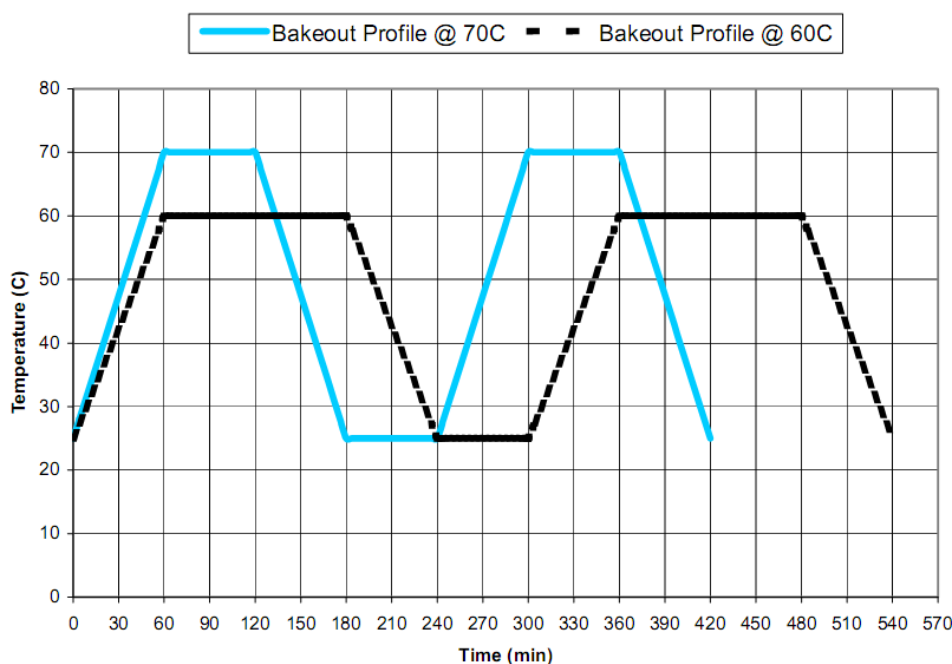


Figura 24: Exemplo de teste Bake-Out

Fonte: DNEPR Safety Compliance Requirements, Ver. 1.0, 2004.

3.4 LOGÍSTICA DE TESTES

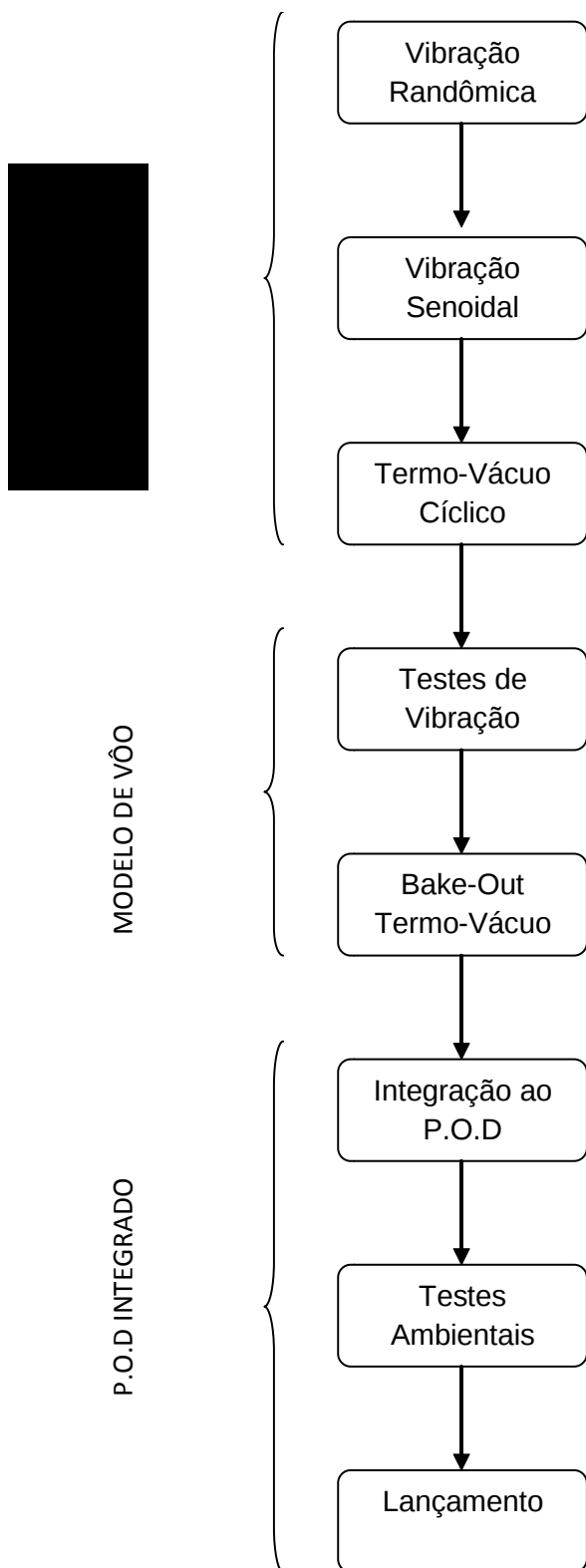
Os Satélites CubeSats são submetidos a vários testes (Fluxograma 1), aqui serão expostos de forma simplificada os níveis usados de uma forma geral nos testes de CubeSats, lembrando que estes níveis são adaptados para atender especificações do lançador, podendo sofrer pequenas variações. O primeiro é realizado no modelo de engenharia. Este modelo será submetido ao teste de vibração randômica de 150% dos níveis de vibração requisitado no documento NASA GEVS, aproximadamente 14.1Grms nos três eixos; 10 minutos para cada eixo. Então o satélite passará pelo teste de varredura senoidal para determinar a sua frequência natural.

Após a unidade de engenharia passar nos testes de vibração, alguns testes de termo-vácuo podem determinar possíveis falhas devido à gradientes extremos de temperatura (-20°C a 70°C). Após esta etapa, o próximo nível de teste será submetido no modelo de vôo. Esta unidade de vôo passará por níveis de vibração de 150% do nível ambiental definido pelo coordenador responsável pelo lançamento do foguete. Então a unidade de vôo necessita ter



retirado todos gases e substâncias voláteis. Este procedimento ocorre entre 10^{-4} a 10^{-5} Torr, a temperatura da câmara alterna entre duas horas na temperatura de 70°C e duas horas a temperatura ambiente. Deve haver uma verificação de mudança de pressão na câmara, em seguida mais um ciclo do teste é repetido para garantir que não há mudança de pressão.

Uma vez que a unidade de vôo é enviada para a empresa que faz o intermédio de lançamento (para o NANOSATC-BR provavelmente a holandesa ISIS), o satélite será integrado ao dispositivo P.O.D juntamente com os CubeSats vizinhos. Uma vez integrado, o P.O.D passa por testes com níveis de 100% do ambiente do veículo lançador. Então os diagnósticos de cada satélite serão definidos. O P.O.D não deve ser desintegrado a menos que circunstâncias especiais sejam necessárias e haja tempo suficiente para tal procedimento.



Fluxograma 1: Fluxograma de Testes do NANOSATC-BR

Fonte: Eduardo Escobar Bürger

3.5 LOGÍSTICA DA EMPRESA AGENCIADORA DE LANÇAMENTO

O agenciamento do lançamento do CubeSat Brasileiro NANOSATC-BR será feito pela empresa *Innovative Solutions In Space* – ISIS. Esta é uma jovem e dinâmica empresa da indústria espacial, especializada na miniaturização de sistemas de satélites com ênfase na concepção e desenvolvimento de sub-sistemas para micro e nanosatélites. Localizada em Delft, Holanda, a ISIS apóia através de seus produtos e serviços, projetos de pequenos satélites e missões espaciais. Desta forma, as equipes desenvolvedoras de CubeSats não precisam se envolver com burocracias que dificultam o desenvolvimento da missão, podendo se concentrar no desenvolvimento do satélite. Abaixo foi feita a relação de logística que a empresa segue em seu serviço de agenciamento de lançamento.

Requisitos de Missão, Lançamento e Órbita: Primeiramente são discutidos os requisitos de missão, lançamento e órbita em termos de parâmetros orbitais e cronograma.

Serviços de Lançamento: Será analisado o grau desejado de serviços de lançamento para o Cubesat, serviços estes relacionados à interface Lançador/Cubesat e testes de aceitação.

Oportunidade de Lançamento: A empresa ISIS irá investigar a opção de lançamento que melhor se encaixa com os requisitos da missão. Para negociações com o fornecedor do lançamento, a ISIS geralmente elabora juntamente com a equipe do CubeSat uma carta com as necessidades e intenções da missão.

Oferta de Lançamento: Uma vez encontrada a oportunidade de lançamento, geralmente dois meses após a decisão dos requisitos da missão, a ISIS enviará para a equipe CubeSat uma oferta para o serviço de interface, como decidido nas etapas anteriores.



Contrato de Lançamento: Uma vez aceita a proposta, a empresa Holandesa dará início ao processo burocrático. Quando finalizado, o lançamento é reservado e o processo de gerenciamento de lançamento pode ser iniciado.

Gerenciamento de Lançamento: Durante esta fase até o envio do satélite ao local de lançamento, a ISIS representará a equipe CubeSat frente ao provedor do lançamento, sendo responsável por aspectos de lançamento como:

- Planejamento e organização de gerenciamento;
- controle de interface;
- reuniões;
- documentação técnica;
- testes ambientais (caso necessário).

Suporte de Logística: ISIS providenciará o suporte logístico para a entrega do CubeSat ao local de lançamento, bem como a viagem, acomodação para a equipe e transporte dos equipamentos.

Assistência no local de Lançamento: ISIS providencia assistência diretamente para o grupo CubeSat no local de lançamento.

Preparações Finais e Lançamento: Finalmente, será supervisionada a integração do CubeSat ao veículo lançador e se possível a equipe da ISIS estará presente nos estágios finais de lançamento, incluindo o próprio lançamento.

Relatório pós Lançamento: Logo após o lançamento, ISIS atualizará a equipe CubeSat sobre o status e elementos orbitais do nanosatélite.

3.6 DOCUMENTAÇÃO APLICADA AO NANOSATC-BR

Em qualquer grupo CubeSat, a documentação é uma parte essencial da missão. Como esta parte burocrática nem sempre é fácil e necessita



experiência para que tudo ocorra como planejado, a empresa que fará a interface NANOSATC-BR/ISRO provavelmente será a holandesa ISIS, tomando conta de todos aspectos burocráticos e de lançamento. A seguir serão descritos alguns destes documentos que envolvem a fase de lançamento e testes.

- **Interface de controle de Documentos**

A execução dos acordos de serviços de lançamento serão regulamentados tecnicamente através da Interface de Controle de Documentos (ICD). O ICD será preparado pela ISRO levando em consideração o seguinte:

- Requisitos Técnicos do Satélite auxiliar
- Interfaces com o Veículo Lançador
- Instalações no Centro de Lançamento e requisitos de preparação do satélite
- Procedimentos de instalação durante a fase de integração

O ICD será revisado e juntamente aprovado entre o cliente e a ISRO. Este documento deve ser o documento de controle técnico em todas as fases de execução dos acordos de Serviços de Lançamento. O cliente e a ISRO irão discutir e fazer um acordo com os documentos a serem gerados e trocados durante as várias fases do contrato por ambas partes.

- **Pedido de Isenção de desvio de aprovação**

Desenvolvedores de CubeSats devem preencher um Pedido de Isenção de desvio de aprovação (DAR) [Anexo 1] caso o CubeSat necessitar a alteração de algum dos requisitos de teste ou de especificação do documento CubeSat Design Specification. Este processo pretende ser rápido e fácil com intenção de ajudar e facilitar a comunicação e explicitação de documentação



entre o grupo CubeSat, integradores P.O.D e prestadores do serviço de lançamento. Isto ajudará a melhor identificação de qualquer questão que venha a acontecer antes da integração e lançamento.

Após o preenchimento do DAR, a empresa responsável pela integração do P.O.D deve revisar o pedido, e determinar se necessário algum teste adicional, análise ou custos para auxiliar a mudança. Após, o grupo CubeSat, com insumos da empresa que fará a integração P.O.D, pode redigir um plano de teste e aplicar os testes antes deste documento ser aceito pelo integrador P.O.D. Documentos de dispensa só podem ser aceitos pelos integradores do P.O.D até que um lançador seja estipulado pelo grupo CubeSat. Uma vez que o lançamento é definido, este documento é revisado pelo gerente de missão do lançador. Este gerente dá o aceite final do documento, e pode requisitar correções e/ou testes a serem aplicados antes da aprovação do documento. Grupos CubeSat devem ter em mente que cada documento de pedido de isenção de desvio de aprovação dificulta ainda mais a encontrar uma oportunidade de lançamento adequada à missão. Abaixo ,na Figura 25, verifica-se o diagrama do processo de documentação do pedido de isenção de desvio de aprovação.

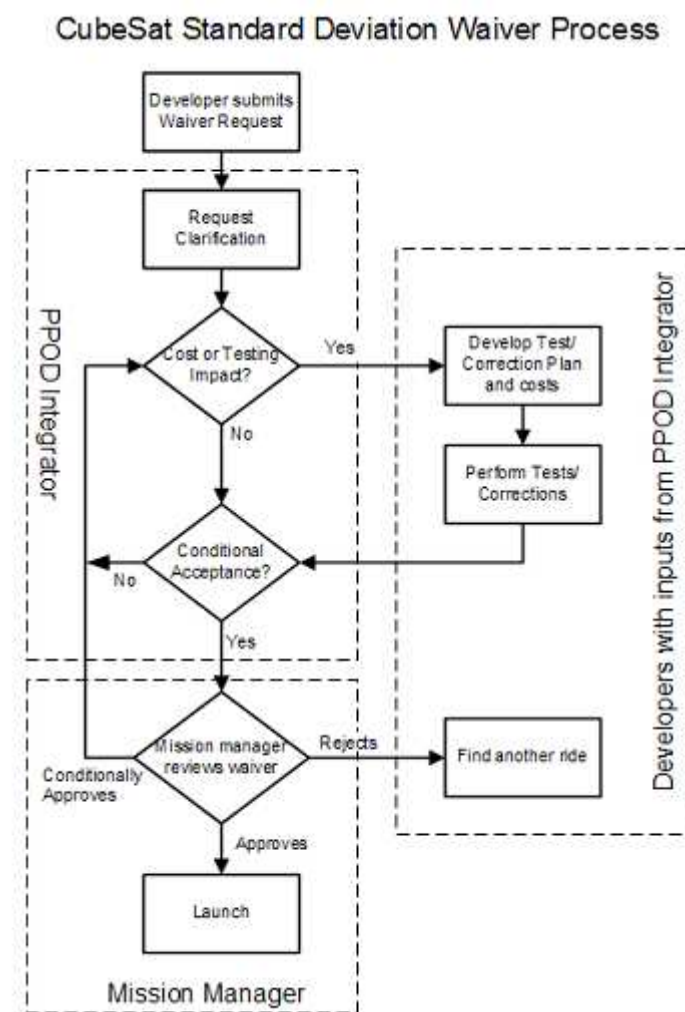


Figura 25: Diagrama do processo de documentação do pedido de isenção de desvio de aprovação.

Fonte: CubeSat Design Specification, CalPoly University, Rev.12, 2009.

- **Check List de Aceitação de CubeSats**

Este documento [Anexo 2] destina-se a ser utilizado concomitantemente com o Processo de Integração do CubeSat e deve ser usado pelo grupo CubeSat antes e após cada fase de testes para verificar se as dimensões do satélite permanecem as mesmas.



CAPÍTULO 4

CONCLUSÃO E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

4.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para trabalhos futuros de pesquisa científica, seria de grande valia para o desenvolvimento do Projeto NANOSATC-BR a familiarização dos requisitos impostos para lançamento com o foguete PSLV particularmente para o Projeto NANOSATC-BR, através de contato com a Agência Espacial Indiana e empresa ISIS, agenciadora de lançamentos, juntamente com o aprofundamento e detalhamento do Plano de Testes do Projeto. É necessário para o Projeto, a familiarização com os recursos e infra-estrutura disponível para testes do CubeSat no Laboratório de Integração e Testes (LIT), do INPE/MCT em São José dos Campos, São Paulo. É aconselhável, a continuação e aprofundamento na logística de testes e interface entre P.O.D e CubeSat e o procedimento de execução dos testes que serão realizados no CubeSat NANOSATC-BR.

4.2 CONCLUSÃO

No Relatório o Bolsista demonstra as atividades executadas no Projeto **“INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO NANOSATC-BR”**, que foi desenvolvido no período de Agosto de 2009 a Julho de 2010, no Laboratório de Mecânica Fina, Antenas e Mecatrônica do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – LAMEC/CRS/CCR/INPE – MCT, em Santa Maria, RS. Os resultados obtidos com o Projeto, conforme descrito no Relatório, revelam resultados práticos referentes aos testes necessários para lançamento de um CubeSat, especificamente com o lançador Indiano PSLV, além de obter uma versão simplificada do futuro plano de testes do Projeto NANOSATC-BR.

As atividades revelaram grandes dificuldades para definição dos tipos de



testes necessários para o lançamento devido aos diferentes requisitos de cada lançamento, bem como a variação de testes feitos em diferentes missões de CubeSats. Foi identificada uma dificuldade na diferenciação de testes funcionais e testes ambientais, exigidos para o lançamento do nanosatélite.

Um aspecto muito positivo adquirido no desenvolvimento do trabalho, foi o conhecimento gerado relativo à testes em satélites, especialmente nos testes de vibração, que inclusive gerou o interesse do Bolsista a participar de um estágio no Laboratório de Integração e Testes do INPE. Houve uma aproximação e troca de informações com a empresa Holandesa ISIS e estudantes de graduação que atuam no projeto *SwissCube*, da Suíça. O Bolsista desenvolveu habilidades de pesquisa, tanto em trabalhos de grupo como individuais. Os conhecimentos que foram adquiridos nas pesquisas bibliográficas foram de grande valia, uma vez que estas atividades não são ministradas nas ementas das disciplinas do Curso de Engenharia Mecânica do Centro de Tecnologia da UFSM.

De forma geral, o Projeto de Pesquisa permitiu um contato direto com todas as áreas relacionadas ao Projeto NANOSATC-BR, com vários profissionais, pesquisadores e acadêmicos de outras áreas e instituições, permitindo sempre uma troca de idéias e um aprendizado diferente em cada situação, o que foi muito positivo pelas novas amizades construídas e crescimento profissional e pessoal do Bolsista.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Test-POD User's Guide, CalPoly University, Rev.6, 2006;

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE. Disponível em
<<http://www.inpe.br/>>. Acesso em 08 de março de 2010;

Cubesat Community Website. Disponível em
<<http://Cubesat.atl.calpoly.edu/>>. Acesso em 15 de março de 2010;

NANOSATC-BR. **Projeto Básico – Missão: NANOSATC-BR – Clima Espacial**. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais. São Santa Maria – RS, 2008;

Vega User's Manual. Iss. 3, Rev. 0, Arianespace, Março de 2006;

Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual. Iss. 5 , Rev. 0, ISRO, 2005;

Swiss Cube Launch Environment, Rev.6, EPFL, 2008;

DNEPR Safety Compliance Requirements, Ver. 1.0, 2004;

CubeSat Design Specification, CalPoly University, Rev.12, 2009;

Vibração e Acelerômetros, Jaime Izuka, Unicamp, 2007;

Laboratório de Integração e Testes – INPE. Disponível em
<<http://www.lit.inpe.br/>> ;

CubeSats as Responsive Satellites. Paper nº. AIAA-RS3 2005-3001, AIAA 3rd Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, 25-28 Abril 2005.



ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS

1. **BÜRGER, E. E. ; DURÃO, O. S. C. ; Schuch, N. J. ; ZOLAR, R. B. ; COSTA, L. L ; NICOLINI, L. F. . INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR - SICINPE 2009.** In: 24^a Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria, 2009, Santa Maria. Anais da 24^a Jornada Acadêmica Integrada, 2009.
2. **BÜRGER, E. E. ; DURÃO, O. S. C. ; Schuch, N. J. ; COSTA, L. L ; ZOLAR, R. B. ; NICOLINI, L. F. . INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR.** In: XXIII Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia - CRICTE, 2009, Joinville - SC. Anais do XXIII CRICTE, 2009., 2009.
3. **BÜRGER, E. E. ; DURÃO, O. S. C. ; Schuch, N. J. ; COSTA, L. L ; NICOLINI, L. F. ; ZOLAR, R. B. ; TAMBARA, L. A. . THE LAUNCH OF THE BRAZILIAN INPE - UFSM'S CUBESAT.** In: UNITED NATIONS/ Austria/ ESA Symposium 2009, 2009, Graz, Styria - Áustria. UNITED NATIONS/ Austria/ ESA Symposium 2009, 2009.



ANEXO 1

CubeSat Design Specification Deviation Waiver Approval Request (DAR)

Date: August 1, 2009

Rev. 12

CubeSat Developers only fill out sections 1 through 9 and 15(optional). Email to: standards@cubesat.org

1. MISSION NAME:		2. DAR NUMBER:	3. DATE:
4. INITIATOR		5. INITIATING ORGANIZATION:	
6. SPECIFIED REQUIREMENTS NUMBERS:	7. JUSTIFICATION FOR DAR:		8. WAIVER TYPE ☐ DIMENSIONS or MASS ☐ STRUCTURE ☐ ELECTRICAL ☐ OPERATIONS ☐ TESTING ☐ OTHER
9. DESCRIPTION OF DEPARTURE FROM REQUIREMENTS:			
10. CSEP DISPOSITION: ☐ ACCEPTED ☐ REJECTED ☐ CONDITIONALLY ACCEPTED		11. ACCEPT/REJECT JUSTIFICATION:	
CSEP AUTHORIZED REP. _____		SIGNATURE _____	ORGANIZATION _____ DATE _____
12. ACCEPTANCE CONDITIONS			
13. LAUNCH VEHICLE INTEGRATOR APPROVAL AUTHORITY: ☐ APPROVED ☐ DISAPPROVED ☐ CONDITIONALLY APPROVED		14. LVI APPROVAL/DISAPPROVAL JUSTIFICATION:	
LVI AUTHORIZED REP. _____		SIGNATURE _____	ORGANIZATION _____ DATE _____
15. APPROVAL CONDITIONS			



1. MISSION NAME:	DEVIATION WAIVER APPROVAL REQUEST CONTINUATION PAGE	2. DAR NO.	3. DATE:
16. CONTINUATION (Indicate item or block number):			

ANEXO 2

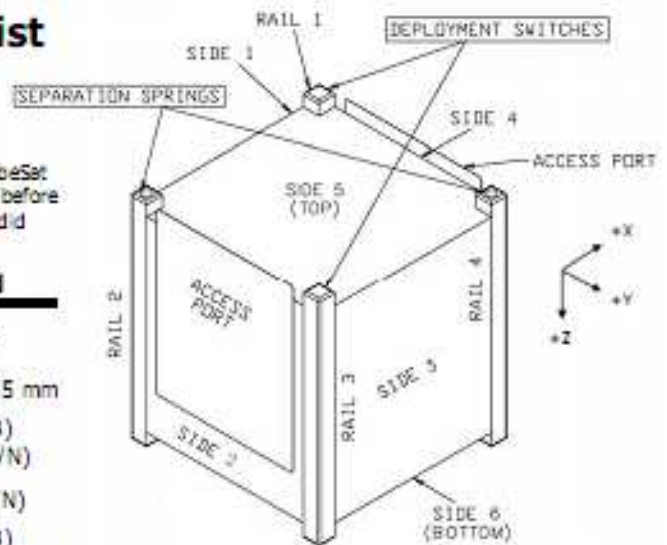
CubeSat Acceptance Checklist

Revision: 12

Revision Date: August 1, 2009

Author: Riki Murakata

This document is intended to be used concurrently with the CubeSat Integration Procedure (CIP) and should be used by developers before and after each testing phase to verify the CubeSat dimensions did not change.



List Item	Actual	Required
Mass	_____	$\leq 1330g$
Remove Before Flight	_____	Protrudes ≤ 6.5 mm
Spring Plungers	_____	Option (A/B) Functional (Y/N)
Rails	_____	Anodized (Y/N)
Deployment Switches	_____	Option (A/B) Functional (Y/N)

Width [x-y], Top

Side 1	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 2	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 3	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 4	_____	$100.0 \pm 0.1mm$

Width [x-y], Middle

Side 1	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 2	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 3	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 4	_____	$100.0 \pm 0.1mm$

Width [x-y], Bottom

Side 1	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 2	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 3	_____	$100.0 \pm 0.1mm$
Side 4	_____	$100.0 \pm 0.1mm$

List Item	Actual	Required
-----------	--------	----------

Height [z]

Rail 1	_____	$113.5 \pm 0.1mm$
Rail 2	_____	$113.5 \pm 0.1mm$
Rail 3	_____	$113.5 \pm 0.1mm$
Rail 4	_____	$113.5 \pm 0.1mm$

Diagonal [x-y]

Top 1&3	_____	$141.2^{+0}_{-1.5}mm$
Top 2&4	_____	$141.2^{+0}_{-1.5}mm$
Bottom 1&3	_____	$141.2^{+0}_{-1.5}mm$
Bottom 2&4	_____	$141.2^{+0}_{-1.5}mm$

Protrusions

Side 1	_____	$6.5 \pm 0.0mm$
Side 2	_____	$6.5 \pm 0.0mm$
Side 3	_____	$6.5 \pm 0.0mm$
Side 4	_____	$6.5 \pm 0.0mm$
Side 5	_____	$6.5 \pm 0.0mm$
Side 6	_____	$6.5 \pm 0.0mm$

Authorized By:

IT #1: _____

IT #2: _____

Testing Info:

Date: _____

Passed: **Y / N**